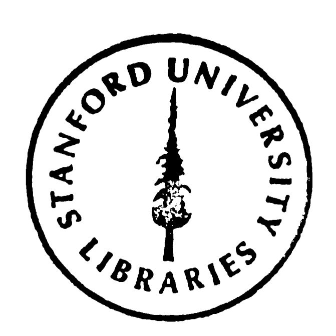

Stanford University Libraries
3 6105 027 624 654

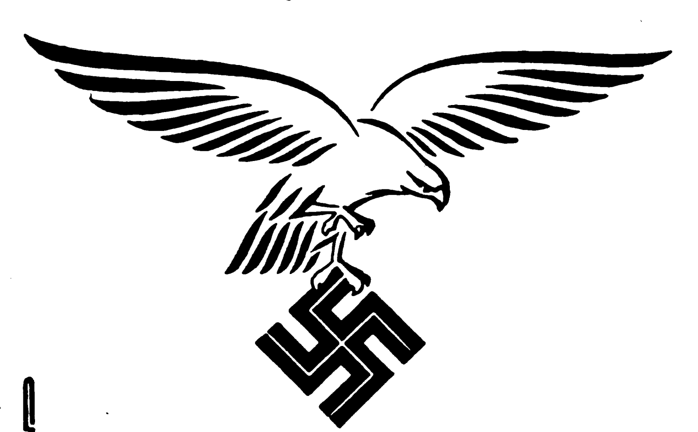



STANFORD UNIVERSITY
LIBRARIES



DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN



VERLAG E. S. MITTLER & SOHN BERLIN PREIS RM 1,- IM AUSLAND RM 1,50



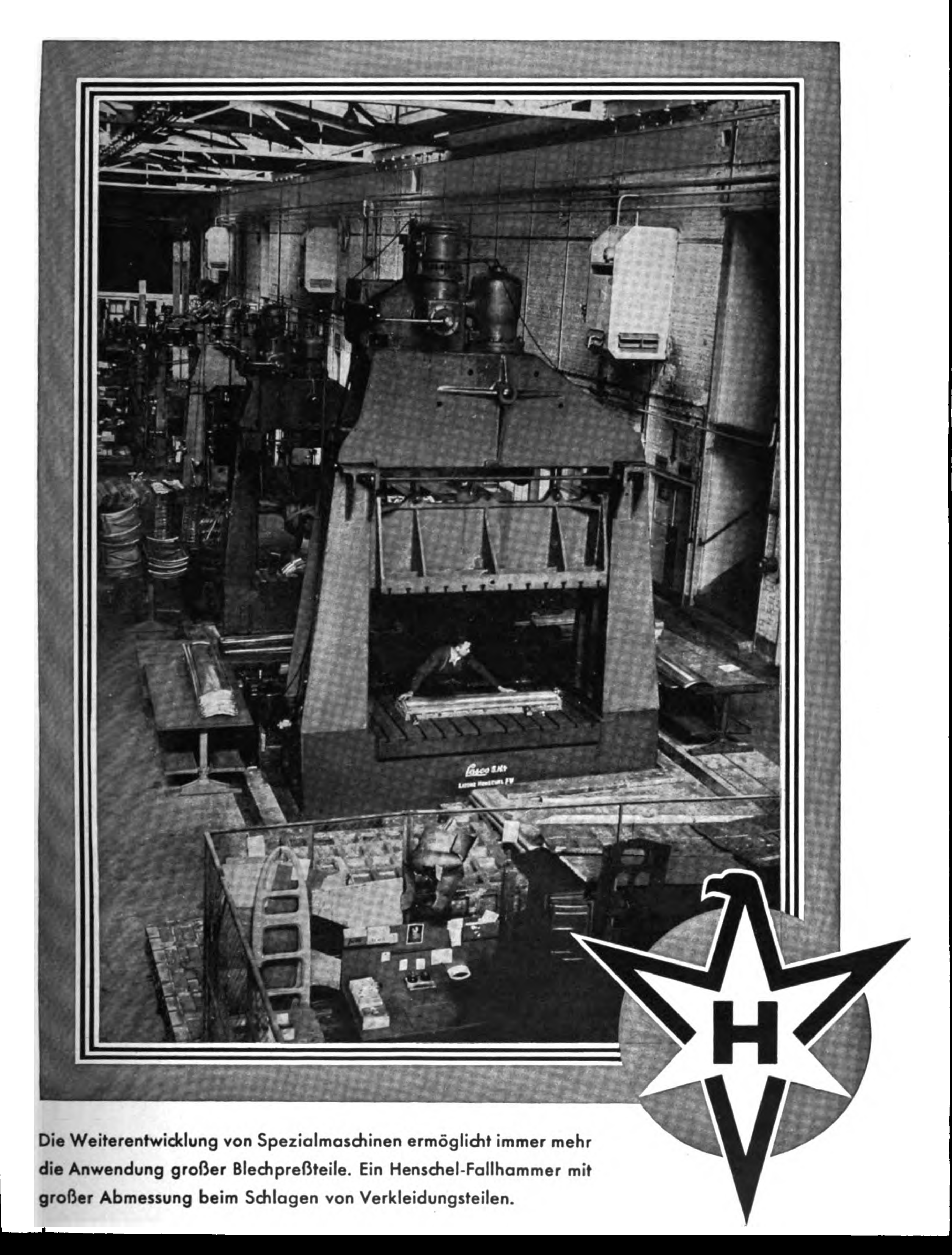
DORNIER-WERKE

G. M. B. H. / FRIEDRICHSHAFEN

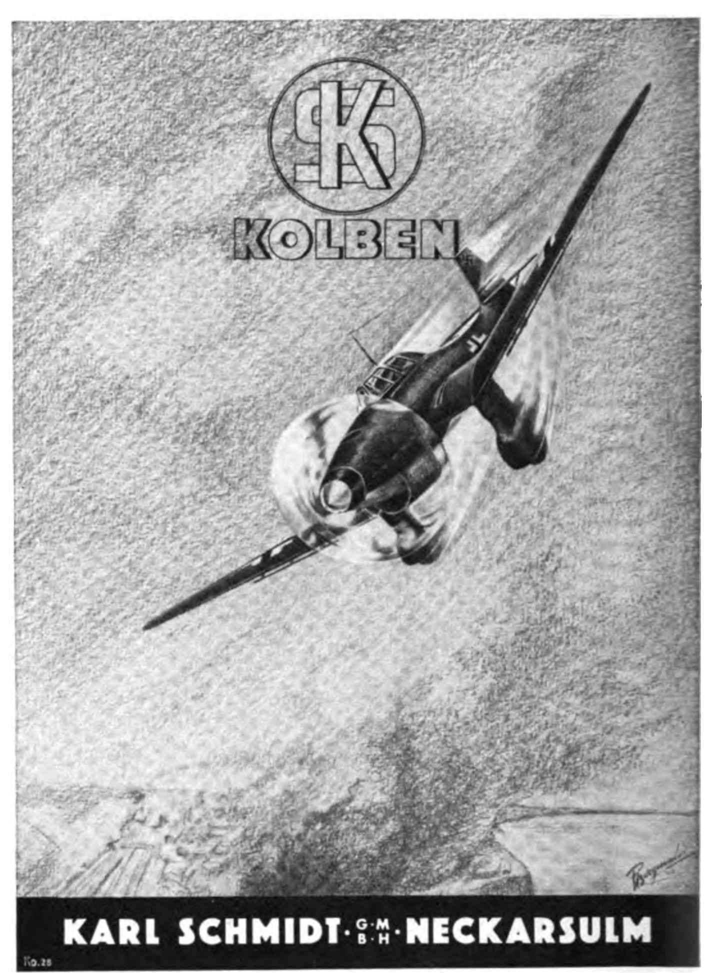

NKF.
LEICHTMETALL
BLECH-
VERFORMUNGEN
KÜHLER
AUS
LEICHTMETALL
NEUE KÜHLER- UND FLUGZEUGTEILE-FABRIKEN
KURT HODERMANN
HAUPT-VERWALTUNG: BERLIN-TEMPELHOF, COLDITZSTRASSE 27 u. 29


BORDGERÄTE
MIT
RADIUM
LEUCHTMASSEN
DR. STAMM
TYP WETTERHART
SICHERN DEN NACHTFLUG
DR. H. STAMM VILLINGEN (SCHWARZWALD)
VERTRIEB FÜR DIE LUFTFAHRTINDUSTRIE
W. BANDELIN BERLIN W9 POTSDAMERSTR. 29


Triebwerk- und Flugüberwachungsgeräte
*
Feingetriebe für Sonderzwecke
*
Elektrische und mechanische Temperaturregler
für Kühl- und Schmierstoff
*
Prüfanlagen für Leitungen und Geräte
*
Prüfstände für Nah- und Ferndrehzahlmesser
*
Tachoskop, stroboskopisches Handgerät für
Drehzahl- und Frequenzmessungen
BRUHN-WERKE G.M.B.H.
Hauptverwaltung: Berlin-Schöneberg, Eisenacher Str. 56 / Ruf: 7725 88



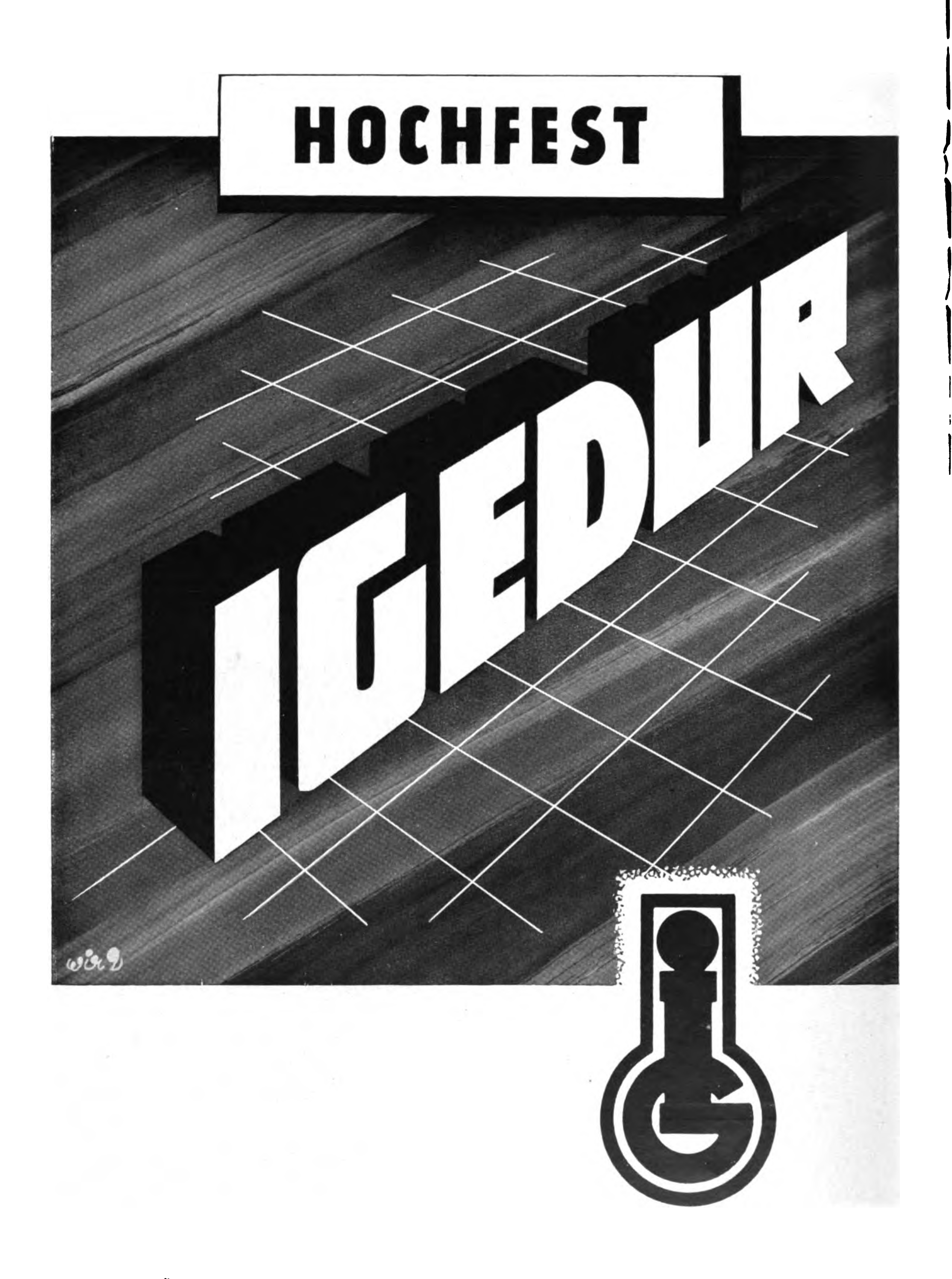
Die Weiterentwicklung von Spezialmaschinen ermöglicht immer mehr die Anwendung großer Blechpreßteile. Ein Henschel-Fallhammer mit großer Abmessung beim Schlagen von Verkleidungsteilen.

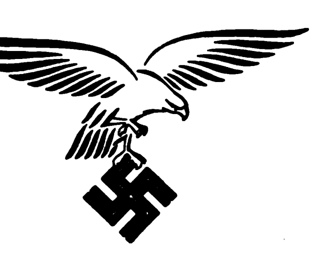


SKS
KOLBEN
KARL SCHMIDT · G.M.B.H. · NECKARSULM



10 JAHRE
SIMMERRING
MERRING
Zwei Beispiele
Wellen-Abdichtung durch Simmerringe bei hohen Umfangsgeschwindigkeiten.
15 Millionen Stück geliefert
Wir beraten Sie gern in allen Dichtungsfragen
CARL FREUDENBERG
WEINHEIM (BERGSTRASSE) SIMMERWERK


HOCHFEST
IGEDUR



DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN

MIT MITTEILUNGEN DER DEUTSCHEN AKADEMIE DER LUFTFAHRTFORSCHUNG
UND DER LILIENTHAL-GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRTFORSCHUNG

Herausgegeben unter Mitwirkung des Reichsluftfahrtministeriums. Hauptschriftleitung: Otto Hollbach

Luftwissen, Band 8 N 1, S 1/32 Berlin, Januar 1941

Bewährung der Luftfahrttechnik

Rückblick auf 1940

In der kurzen Spanne des Jahres 1940 hat unsere Wehrmacht Siege von unabsehbarer Größe erfochten. Die Feldzüge in Norpegen und im Westen führten nach wenigen Monaten zur Vertreibung der Briten vom Kontinent und zur völligen Niederwerfung Frankreichs. Überall, an allen Fronten und in allen Schlachten errang sich die deutsche Luftwaffe unvergänglichen Lorbeer.

In Norwegen besetzte sie in kühnem Zugriff die wichtigsten Flughäfen und brachte mit ihren Transportverbänden Truppen und Nachschub zu den neu in Besitz genommenen Stützpunkten. Versuche der britischen Flotte, das deutsche Unternehmen von See her zu bedrohen, wurden durch unermüdliche Angriffe unter beträchtlichen Schiffsverlusten für den Feind zum Scheitern gebracht. Tatkräftiges Eingreifen in

Bild: PK-Lange-Atlantic

Der Reichsmarschall des Großdeutschen Reiches, Hermann Göring, feierte am 12. Januar seinen 48. Geburtstag, zu dem ihm das ganze deutsche Volk seine Glückwünsche darbrachte
Der Reichsmarschall besichtigt an der Kanalküste die Stellungen einer Abwehrformation

den Erdkampf half den nach Norden vordringenden Heereseinheiten, und zahlreiche Einsätze über große Entfernungen brachten der Kampfgruppe Narvik Entlastung und Nachschub.

Im Westfeldzug zerschlug die Luftwaffe zunächst die gegnerische Bodenorganisation unter gleichzeitiger Zerstörung zahlreicher Flugzeuge am Boden und erkämpfte die Luftherrschaft. Zugleich führten Fallschirm- und Luftlandetruppen kühne und entscheidende Teiloperationen durch. Bei den Kämpfen des Heeres wirkten Verbände aller Art durch Zermürben des feindlichen Widerstandes an und hinter der Front erfolgreich mit, oft durch unmittelbares Eingreifen in den Erdkampf; Kampf- und Sturzkampfflieger fochten gegen Panzer und öffneten vielfach den Divisionen des Heeres durch Zerschlagen für uneinnehmbar gehaltener Befestigungen den Weg.

Nach Abschluß der Operationen im Westen nahm die Luftwaffe neben der Kriegsmarine die Hauptlast des Kampfes gegen den letzten Feind, England, auf. Ihre Kampfgeschwader verstärkten durch erfolgreiche Angriffe auf Schiffsziele den um die Insel gelegten Blockadering und hämmerten in pausenlosen Vergeltungsangriffen auf Rüstungsindustrie und Versorgungsanlagen, unterstützt und gesichert durch Jagd- und Zerstörerverbände.

Diese großen Erfolge der Luftwaffe im vergangenen Jahr waren zu verdanken der überlegenen Führung, der hervorragenden Ausbildung und dem vorbildlichen Kampfgeist der Truppe, aber auch zu einem nicht unwesentlichen Teil der Güte des eingesetzten Fluggerätes. Wenn auch gerade der deutsche Flieger den Wert des technischen Gerätes niemals überschätzt hat, so weiß er doch, welcher Anteil an den Kampferfolgen der Luftfahrttechnik zukommt, die ihm die Schärfe seines Schwertes verbürgt. Er hat auch am Beispiel des Gegners ermessen können, was mangelhafte technische Ausrüstung bedeutet: Der französische Flieger z. B. wußte tapfer zu kämpfen, aber er verfügte größtenteils nur über unterlegene Flugzeuge, hatte hinter sich eine zurückgebliebene Technik und zudem eine wenig leistungsfähige, durch die Politiker eines unfähigen Systems zerrüttete Industrie.

Wie anders waren dagegen die Leistungen der deutschen Luftfahrttechnik! Für sie bedeutet das siegreiche vergangene Jahr die sichtbare Krönung einer rückblickend fast unvorstellbaren Arbeitsleistung. Man muß sich vergegenwärtigen, wo diese Arbeit zum Wiederaufbau der neuen Luftwaffe vor acht Jahren anfing. Die technischen Grundlagen waren dank der Genialität und fortschrittlichen Entwicklungsarbeit eines kleinen Kreises von Luftfahrtingenieuren gesund, aber doch auf vielen Gebieten sehr lückenhaft. Gute Verkehrsflugzeuge und einige „kriegsflugzeugähnliche“ Übungsflugzeuge bildeten gewissermaßen den Boden, aus dem eine neuzeitliche große Luftwaffe gestampft werden sollte! Welche Aufgabe! Man denke nur an die Schwierigkeiten, die sich der notwendigen Vergrößerung der industriellen Erzeugungskraft entgegenstellten. Neue Werkanlagen mußten in kürzester Zeit erstellt und ausgerüstet, Ingenieure und Facharbeiter herangezogen und geschult werden, und dies nicht nur im Bereich des reinen Flugzeug- und Motorenbaues, sondern auch bei der vielgestaltigen Zubehörindustrie. Die Entwicklung brauchbaren Gerätes auf allen Gebieten mußte in Gang gebracht werden und sollte oft in wenigen Monaten zu handgreiflichen Ergebnissen führen. Unzählige Einzelentwicklungen, die sonst Jahrzehnte beansprucht hätten, mußten neu aufgenommen, kurzfristig durchgeführt und nach einer riesenhaften Gesamtplanung abgestimmt werden, wenn nicht die anlaufende Fertigung von vornherein ins Stocken geraten sollte.

Heute kann man wohl feststellen, daß das Gelingen dieser Aufgabe in der Geschichte der Technik einzigartig dasteht. Es war nur möglich durch das Zusammenwirken aller Kräfte, angefangen vom Arbeiter in der Werkstatt über den Konstrukteur am Reißbrett bis zum Forscher im Laboratorium.

Es erübrigt sich, an dieser Stelle die Leistungen und Fortschritte im einzelnen aufzuzählen, die die deutsche Luftfahrttechnik seit 1933 zu verzeichnen hat. Die Kampferfolge des Jahres 1940 bilden jedenfalls einen unangreifbaren Beweis dafür, daß bereits vor dem Krieg eine klare technische Überlegenheit erreicht war: Die deutsche Luftwaffe verfügte über das beste Fluggerät. Ihre Jagdflugzeuge z. B. waren schneller, steigfähiger und besser bewaffnet, und ihre Kampfflugzeuge erwiesen sich als wesentlich leistungsfähiger als die des Feindes. Darüber hinaus hatte die Technik in Deutschland neue Flugzeuggattungen geschaffen, die der Gegner zu entwickeln nicht vermocht hatte, obwohl ihr besondere Wirksamkeit vorauszusehen war: das Sturzkampfflugzeug und den Zerstörer.

Der Gegner hat den technischen Vorsprung der deutschen Luftfahrttechnik wiederholt unter dem Beweis der Waffenerfolge zugeben müssen. Zugleich allerdings wurde in England dann stets behauptet, daß die britische Flugzeugentwicklung die deutsche längst überholt habe und „demnächst“ Flugzeugmuster herauskämen, die alles bisher Dagewesene in den Schatten stellen würden. Nun, was bisher in England an neuem Gerät an die Front gelangte, kann kaum zu den angekündigten Superflugzeugen gehört haben, denn Muster

Eine vollautomatische Verstell-Luftschraube wird zusammengesetzt. Hohes fachliches Können zeichnet jeden dieser Facharbeiter aus, die ihre Verantwortung kennen, denn wenn sie versagen, bringen sie Menschenleben in Gefahr. Aber unsere Flieger wissen, daß sie sich uneingeschränkt auf die Arbeit dieser Männer verlassen können

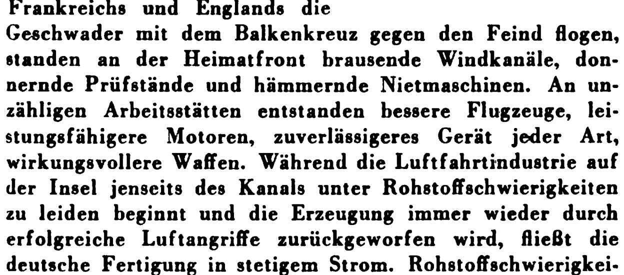
Bild: JFM.

wie der „Defiant" oder „Beaufort" zählen doch wohl auch in England selbst zu den Nieten. Demgegenüber sind die auf deutscher Seite neu zum Einsatz gelangten Flugzeugmuster, wie die Junkers Ju 88 oder Dornier Do 215, auch nach englischem Eingeständnis als Fortschritte zu bewerten. Was aber das in Entwicklung oder in Erprobung stehende Gerät anlangt, von dem die britische Propaganda Wunderdinge zu berichten weiß, so wird man in Ruhe auf sein Erscheinen warten können. Was die Entwicklung in Deutschland inzwischen geschaffen hat, davon dürfte man sich auf der englischen Insel in absehbarer Zeit wohl noch überzeugen können.



Heinkel-Werkbild

Die letzten Arbeiten an einem deutschen Kampfflugzeug



Das vergangene Jahr war für die deutsche Luftfahrttechnik von der Forschung bis zur Fertigung eine Zeit verstärkter Arbeit. Während am Himmel Frankreichs und Englands die Geschwader mit dem Balkenkreuz gegen den Feind flogen, standen an der Heimatfront brausende Windkanäle, donnernde Prüfstände und hämmernde Nietmaschinen. An unzähligen Arbeitsstätten entstanden bessere Flugzeuge, leistungsfähigere Motoren, zuverlässigeres Gerät jeder Art, wirkungsvollere Waffen. Während die Luftfahrtindustrie auf der Insel jenseits des Kanals unter Rohstoffschwierigkeiten zu leiden beginnt und die Erzeugung immer wieder durch erfolgreiche Luftangriffe zurückgeworfen wird, fließt die deutsche Fertigung in stetigem Strom. Rohstoffschwierigkeiten, wenn es sie je gab, bereiten nach Inbesitznahme neuer Rohstoffquellen und großer Beutebestände keine Sorge mehr, und die Beeinträchtigung der Erzeugung durch feindliche Einwirkung war bisher trotz mancher Versuche bedeutungslos.

„Mehr Flugzeuge, bessere Flugzeuge", das ist der Notschrei britischer Minister und Kommissionen. Deutschland hat sie, dank einer Luftfahrttechnik, die ihre Bewährungsprobe bestanden hat. Stärker denn je wird die deutsche Luftwaffe zur Entscheidung gegen den letzten Feind antreten. *R. S.*

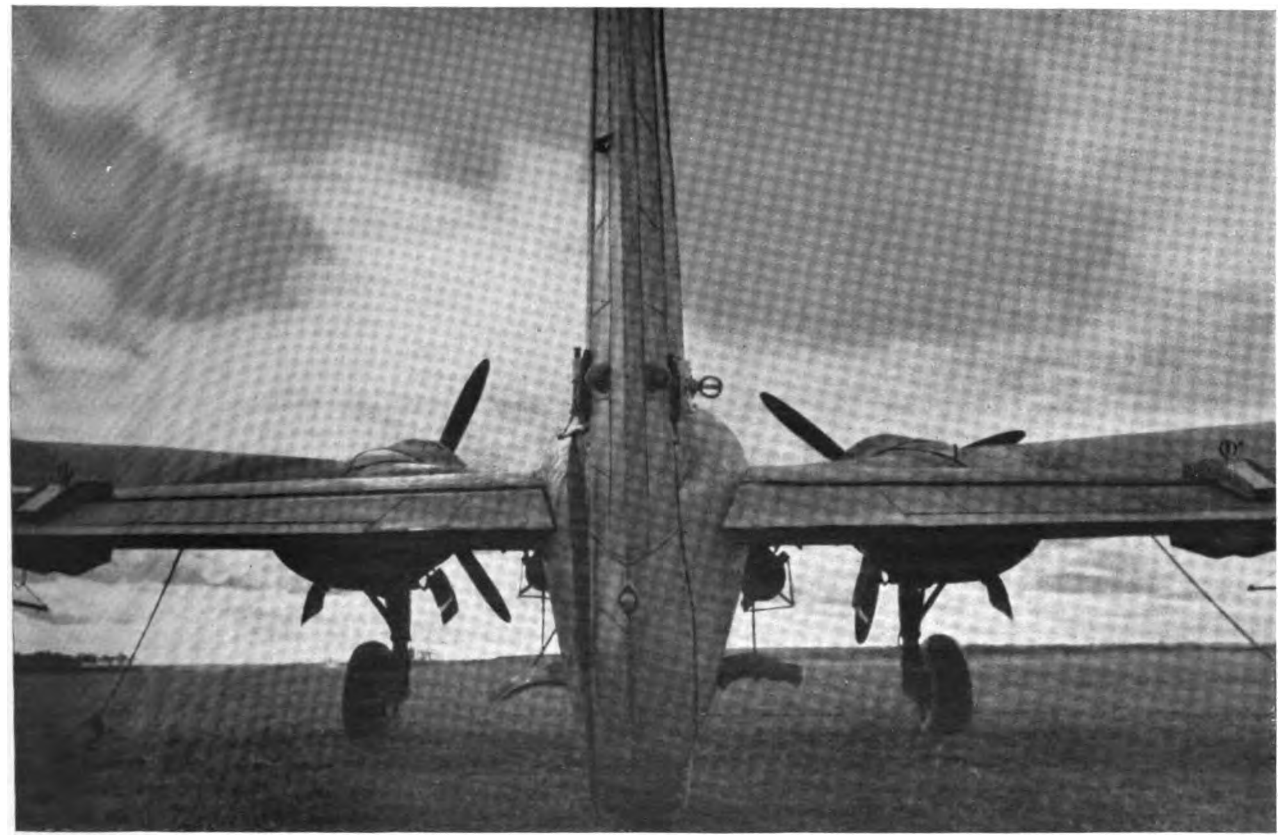


Bild: PK-Martin-OKW.

Mit Bomben schwer beladen wartet das Kampfflugzeug auf seinen Nachteinsatz gegen England

1940 - Beginn einer neuen Epoche der Kriegführung durch die Luftwaffe

Schon bei flüchtiger Betrachtung - ohne Berücksichtigung der genau festgelegten militärischen Bezeichnungen - zerfallen die kriegerischen Ereignisse des Jahres 1940 in mehrere große Abschnitte. Man kann unterscheiden: 1. den schon nach der siegreichen Beendigung des Polenfeldzuges im Herbst 1939 beginnenden Stellungskampf bis einschließlich 8. April 1940; 2. den Norwegenfeldzug vom 9. April bis zum 10. Juni; 3. den Feldzug im Westen vom 10. Mai bis zum Inkrafttreten des Waffenstillstandes mit Frankreich am 25. Juni, und 4. den Endkampf gegen England. So sehr sich diese vier großen Abschnitte auch voneinander unterscheiden, so fest waren sie doch durch zwei beherrschende Faktoren miteinander verbunden: Alle endigten mit unzweifelhaften deutschen Siegen oder sicherten, wie das Ende des ersten und der bisherige Verlauf des vierten Abschnitts, eindeutig die deutsche Überlegenheit, und alle vier wiesen sie der Luftwaffe entscheidende Aufgaben zu, die von diesem jüngsten Wehrmachtteil in ebenso überzeugender wie ausschlaggebender Weise gelöst wurden.

Verfolgt man noch einmal die deutschen Wehrmachtberichte des vergangenen Jahres, so zeigen diese neben einer kaum mehr von englischer Seite bestrittenen Glaubwürdigkeit und immer wieder bewiesenen Wahrhaftigkeit eine derart ins einzelne gehende Genauigkeit, daß sie weit mehr als nur unterrichtende Tagesmeldungen sind. In ihrer Zusammenstellung sind sie für die Geschichtsschreibung dieses ruhmreichsten deutschen Krieges Dokumente von unschätzbarem Wert. Über jede Einzelheit wurde - sowie es die militärischen und politischen Erfordernisse zuließen - genau berichtet, darüber hinaus mehrmals nach der Beendigung der einzelnen Abschnitte ausführliche Abschlußberichte erstattet, die in ihrer Sachlichkeit und Genauigkeit wie Kapitel eines großen Geschichtswerkes anmuten. Ohne die Leistungen der anderen Wehrmachtteile oder Waffengattungen im geringsten schmälern zu wollen, betont jeder einzelne dieser Tages- und Sammelberichte die überragende Bedeutung, die der Luftwaffe zufiel. Der mit dem ersten taktischen Einsatz der Flieger im Weltkrieg beginnende Widerstreit der Meinungen, welche Stellung einer Luftwaffe in zukünftigen Kriegen zuzuweisen sei, ist damit entschieden.

Die Luftwaffe Helfer zum Sieg

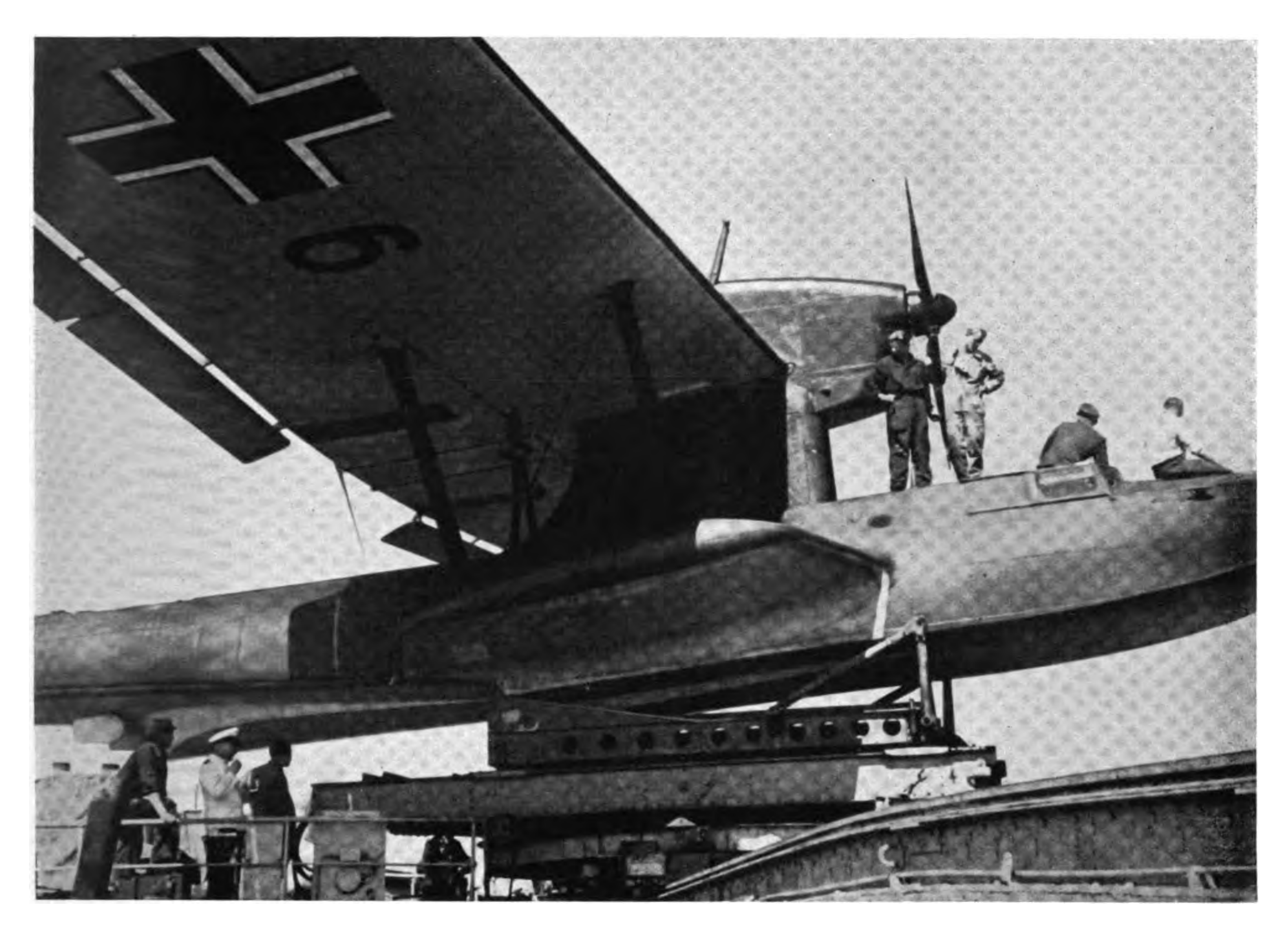
Wenn schon der Abschlußbericht des Polenfeldzuges vom 23. September 1939 erklärt, daß die deutsche Luftwaffe „... den Luftraum in Kürze beherrscht ...“ und „... durch ihre Todesverachtung dem Heere unendlich viel Blut erspart und zum Gesamterfolg in höchstem Ausmaß beigetragen“ habe, so wird nach einem halben Jahr Krieg am 2. März 1940 über den gleichen Feldzug noch einmal ausdrücklich festgestellt: „Die deutsche Luftwaffe war an der siegreichen Entscheidung des polnischen Feldzuges in hervorragender Weise beteiligt... Wiederholt wurden (im weiteren Verlauf des Krieges) Angriffe auf feindliche (englische) Seestreitkräfte, bewaffnete Handelsschiffe und Geleitzüge durchgeführt. Es wurden 65 Schiffe mit rund 75 000 BRT. versenkt. ... Durch Bombentreffer wurden außerdem schwer beschädigt und zum Teil zerstört 52 Schiffe mit rund 200 000 Tonnen. Davon: 40 britische Schiffe leichter Seestreitkräfte, 2 britische Kreuzer, 2 britische Schlachtschiffe, ein britischer Flugzeugträger.“

Damit tritt die Luftwaffe aus dem Rahmen einer Hilfswaffe der anderen Wehrmachtteile heraus. Sie beweist, daß sie in der Lage ist, nicht nur selbständig vereinzelte Schläge zu führen, sondern daß sie eine der wichtigsten Waffen im Kampf gegen die Seemacht England ist und daß sie die zahlenmäßige Unterlegenheit der deutschen Kriegsmarine der riesigen Royal Navy gegenüber mehr als auszugleichen vermag. Das tritt noch deutlicher hervor, als am 4. Mai 1940 die völlige Vernichtung eines der modernsten britischen Schlachtschiffe der „King George“-Klasse durch einen einzigen Bombenvolltreffer mit dem Zusatz gemeldet wird, daß dieser große Erfolg der deutschen Luftwaffe eindeutig gezeigt habe, daß die Vorherrschaft einer noch so starken Flotte im Zeitalter des Luftkrieges überall dort gebrochen werden kann, wo der weitreichende Arm dieser neuen Waffe blitzschnell und kraftvoll zuschlägt. Als am 10. Juni die gesamten noch vorhandenen norwegischen Streitkräfte nach der Flucht der Briten aus Narvik die Waffen niederlegen, kann der Abschlußbericht des OKW. über den Norwegenfeldzug die aus diesem Einzelfall gezogenen Folgerungen bestätigen: „Die Luftwaffe erwies sich in Norwegen als der ausschlaggebende Faktor für das Gelingen der Operationen. Sie hat die Hauptlast des Kampfes gegen die unserer Kriegsmarine zahlenmäßig weit überlegene feindliche Flotte getragen, und sie allein vermochte bis zum 10. Juni der vereinsamt ohne jede Land- und Seeverbindung kämpfenden Gruppe Narvik Nachschub, Verstärkung und Entlastung zu bringen. Sie hat den für die zukünftige Entwicklung entscheidenden Beweis erbracht, daß keine noch so starke Flotte im nahen Wirkungsbereich einer überlegenen feindlichen Luftwaffe auf die Dauer operieren kann.“

Immer größer und wichtiger werden die Aufgaben, die der Luftwaffe weiter im Kriegsjahr 1940 übertragen werden. Die an sie gestellten Forderungen, für deren Erfüllbarkeit es bisher keinen Maßstab gab, werden immer höher geschraubt, und alle werden sie befriedigt. Am Ende der ersten Etappe des Feldzuges im Westen, nach dem Fall Dünkirchens am 4. Juni 1940, stellt das Oberkommando der Wehrmacht fest: „Der gewaltige Erfolg wurde nur möglich durch den beispiellosen Einsatz der deutschen Luftwaffe; denn alle Tapferkeit und Stoßkraft des Heeres konnte sich nur auswirken in dem von unserer Luftwaffe abgeschirmten Raum... Die Zerstörung der Kampfmoral der feindlichen Verbände sowie die Lähmung des feindlichen Führungsapparates ist ihr Verdienst.“ Jeder in militärischen Dingen einigermaßen Bewanderte wird ermessen können, was gerade dieser letzte Satz bedeutet. Eine Truppe, deren Kampfmoral zerstört ist, ist nicht nur geschlagen sondern vernichtet. Setzt darüber hinaus noch der Führungsapparat aus, so bedeutet das die Katastrophe. Die Kampfmoral der deutschen Truppe war im September 1914 nicht im geringsten geschwächt; auch der Führungsapparat war nicht gelähmt, sondern setzte nur durch eine Verkettung unglückseliger Verhältnisse kurzzeitig aus. Trotzdem war schon damals unter ungleich primitiveren Verhältnissen das „Wunder an der Marne“ das Ergebnis. Es ist müßig, sich heute im Zeitalter des „Blitzkrieges“ und der motorisierten Waffen mit ihrer überraschend hohen Vorstoß- und Aktionsgeschwindigkeit die Folgen einer „Lähmung des Führungsapparates“ auszumalen. Zweifellos gehört die Gefangennahme des Oberbefehlshabers der französischen 9. Armee, General *Giraud* mit seinem ganzen Stab, dazu.

Auch der zweite Teil des Feldzuges im Westen, der mit der Kapitulation der französischen Streitkräfte endigt, führt zu den gleichen Ergebnissen. Der Abschlußbericht des Oberkommandos der Wehrmacht sagt darüber am 3. Juli: „In welch hohem Maße die Luftwaffe zu den ungewöhnlich schnellen und vollständigen Entscheidungen beigetragen hat, wurde schon in dem Bericht des Oberkommandos der Wehrmacht über den ersten Abschnitt des Feldzuges im Westen gewürdigt. Für den zweiten Teil des Feldzuges gilt das nicht minder. Unter dem Oberbefehl des Generalfeldmarschalls *Göring* konnte die Luftwaffe ihre zu Beginn des Feldzuges errungene Vorherrschaft in der Luft in vollem Maße in die





Die Vorbereitungen für den Abschuß des Flugzeuges sind beendet. Das Flugboot ruht auf einem Schlitten, der es in einer Zeitspanne, die nur Sekundenbruchteile beträgt, über die Schleuderbahn ziehen wird

Waagschale des Sieges werfen." Und weiter: „Durch ihre zusammengefaßten und straff geführten Massenangriffe erleichterte die Luftwaffe auch hier dem Heer den Erfolg. Sie hat ihren besonderen Anteil an dem schnellen Durchbruch bis zur Seine, wo unter ihren Bomben feindliche Infanterie- und Panzerverbände, die zum Gegenstoß bereitstanden, schon in der Versammlung zersprengt wurden. Indem sie die Bahnlinien unterbrach und das Eisenbahnmaterial zerstörte, nahm sie dem Gegner die Möglichkeit, Reserven zu verschieben und an die Durchbruchsstelle zu werfen."

Fallschirmjäger und Stukas

Neben diesen Gesamtdarstellungen mögen noch zwei Einzelmeldungen daran erinnern, daß neben den operativen Luftwaffenangriffen noch weitere taktische Einsatzmöglichkeiten angewandt wurden, die in ihren Folgen allein für sich strategische Bedeutung gewannen. Das war zunächst der erstmalige Großeinsatz der Fallschirm- und Luftlandetruppen, der entscheidend zur in Tagesfrist gelungenen Niederringung der belgisch-holländischen Grenzbefestigungen und wenig später zur Kapitulation Hollands beitrug; später aber das Zerschlagen der feindlichen Ausbruchsversuche im Raum von Arras. Am 22. Mai gab das OKW. darüber bekannt: „... Bei Arras trugen Junkers-Stuka-Flugzeuge zum Scheitern eines englischen Panzerangriffs wesentlich bei." Heute wissen wir, daß die damit bezweckte Öffnung der deutschen Zange um die französisch-englisch-belgischen Streitkräfte in Flandern und im Artois die letzte Karte war, auf die Frankreich und Belgien setzten. Die deutsche Luftwaffe trug nach Feststellungen des OKW. „wesentlich dazu bei", daß diese Karte nicht mehr stach. Damit hatte Frankreich faktisch den Feldzug verloren, und das gesamte noch kämpfende belgische Heer streckte am 28. Mai die Waffen.

Der zusammenfassende Bericht über den Frankreich-Feldzug schloß mit den Worten: „Es bleibt nur noch ein Feind: England." Damit wurde zunächst der Luftwaffe neben der Kriegsmarine die ausschließliche Führung des Kampfes übertragen. Für diese beiden Wehrmachtteile hatte es eigentliche Ruhezeiten nie gegeben. Zahlreiche OKW.-Berichte aus der Zeit des von uns als „1. Abschnitt" bezeichneten Stellungskampfes melden „keine besonderen Ereignisse"; aber fast täglich wiederholen sich Zusätze, wie „Die Luftwaffe führte neben Grenzüberwachungsflügen an der Westfront Aufklärungsflüge über der schottischen Küste durch", oder „Die Luftwaffe führte Aufklärungsflüge bis in die nördliche Nordsee durch." Waren damals die Sammlung von Unterlagen für die operative Kriegführung, Angriffe auf die britische Flotte und Störung der englischen Zufuhren ihre Hauptaufgaben, so änderte sich das nach der Niederwerfung Frankreichs. Zumindest die Einleitung des letzten Kampfabschnittes, der Vernichtung Englands, wurde in die Hände der deutschen Flieger gelegt. Wenn bei Beginn des Jahres 1941 britische Politiker und Militärs von der nach Dünkirchen, ja noch nach Compiègne möglichen, heute „aber unmöglichen Invasion" sprachen und diese als eigentliche Gefahr für England hinstellten, so ist das nichts als ein Propagandatrick: Man malte ein Ereignis an die Wand, konstruierte aus dessen Nichteintreten einen Erfolg und versuchte vor allem, die Aufmerksamkeit der englischen Bevölkerung von den tödlichen Schlägen abzulenken, die das Weltreich Tag für Tag durch die deutsche Luftwaffe erhielt. Denn eines dürfte feststehen: Alle geplanten deutschen Unternehmungen wurden vorher sorgfältig durchdacht und vorbereitet; setzten sie ein, so führten sie ausnahmslos in überraschend kurzer Zeit zu unerhörten Erfolgen. Anderslautende englische Berichte, die von der Erfolglosigkeit der deutschen Luftangriffe sprechen, ähneln verzweifelt dem



Flugsicherungsdienst an der französischen Küste. Beobachtungsposten auf der Plattform eines Signalturms

„Sieg von Dünkirchen" und sind nichts als Bluff. In seiner Übersicht über das Jahr 1940 gab das Oberkommando der Wehrmacht am 2. Januar 1941 bekannt: „Der Kampf gegen England nimmt seinen Fortgang, seine bisherige Wirkung ist weit größer, als von außen erkennbar. Das Jahr 1941 wird den Beweis dafür erbringen."

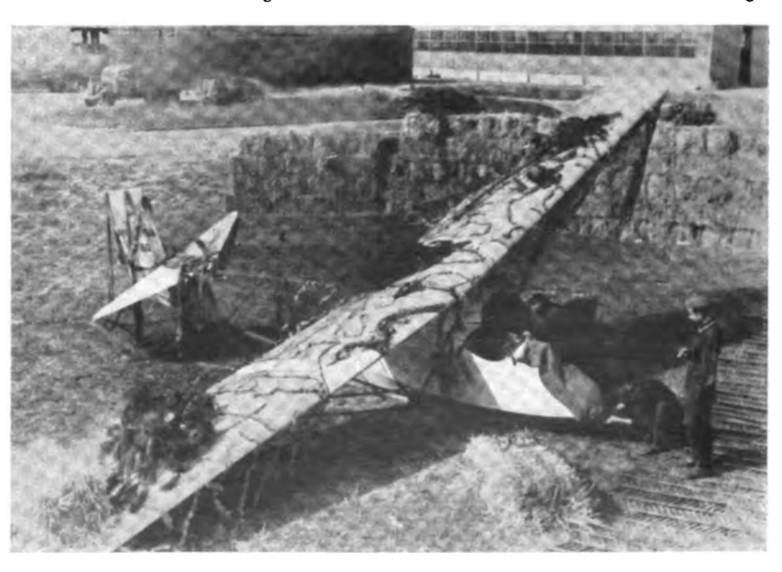
Im Jahre 1940 zeigte damit zum erstenmal in der Kriegsgeschichte eine entsprechend starke Luftwaffe ihre Überlegenheit über das „stärkste Heer der Welt" und die „unbesiegbare britische Flotte". Seit Jahrhunderten verankerte Grundsätze wurden so in wenigen Monaten umgestoßen und an ihre Stelle neue gesetzt, die ihre Richtigkeit bewiesen haben. Die Luftwaffen der Achsenmächte zerstörten das dunkel drohende „Fleet in being", mit dem England ohne kämpferischen Einsatz allein durch das Vorhandensein einer überlegenen Kriegsflotte die Welt zu beherrschen suchte. Die stärkste Waffe Englands konnte zum Kampf gezwungen und dabei des Rufes ihrer Unbesiegbarkeit beraubt werden. Die Bombe des Oberleutnant *Möbus*, der vor Namsos ein britisches Schlachtschiff in Sekunden vernichtete, hat den Stützpfeiler eines Weltreichs geknickt. Wenn er noch nicht völlig zerbrach, so liegt das wohl nur am Beharrungsvermögen einer so großen Masse, wie sie das Empire darstellt.

Weiter wurde der vor allem von Frankreich vertretene Grundsatz, daß die Masse der Qualität ein Gegengewicht biete, endgültig zu Grabe getragen. Denn auch die Militärfachleute Frankreichs waren sich natürlich darüber im klaren, daß ihre farbigen Truppen gütemäßig im modernen technischen Krieg europäischen Soldaten unterlegen sein müßten. In der Zahl allein wurde der Ausgleich gesucht. Neben den Soldaten aller anderen Wehrmachtteile war es in erster Linie die Luftwaffe, die dieses Trugbild, auf dem eine Weltanschauung gründete, für immer stürzte.

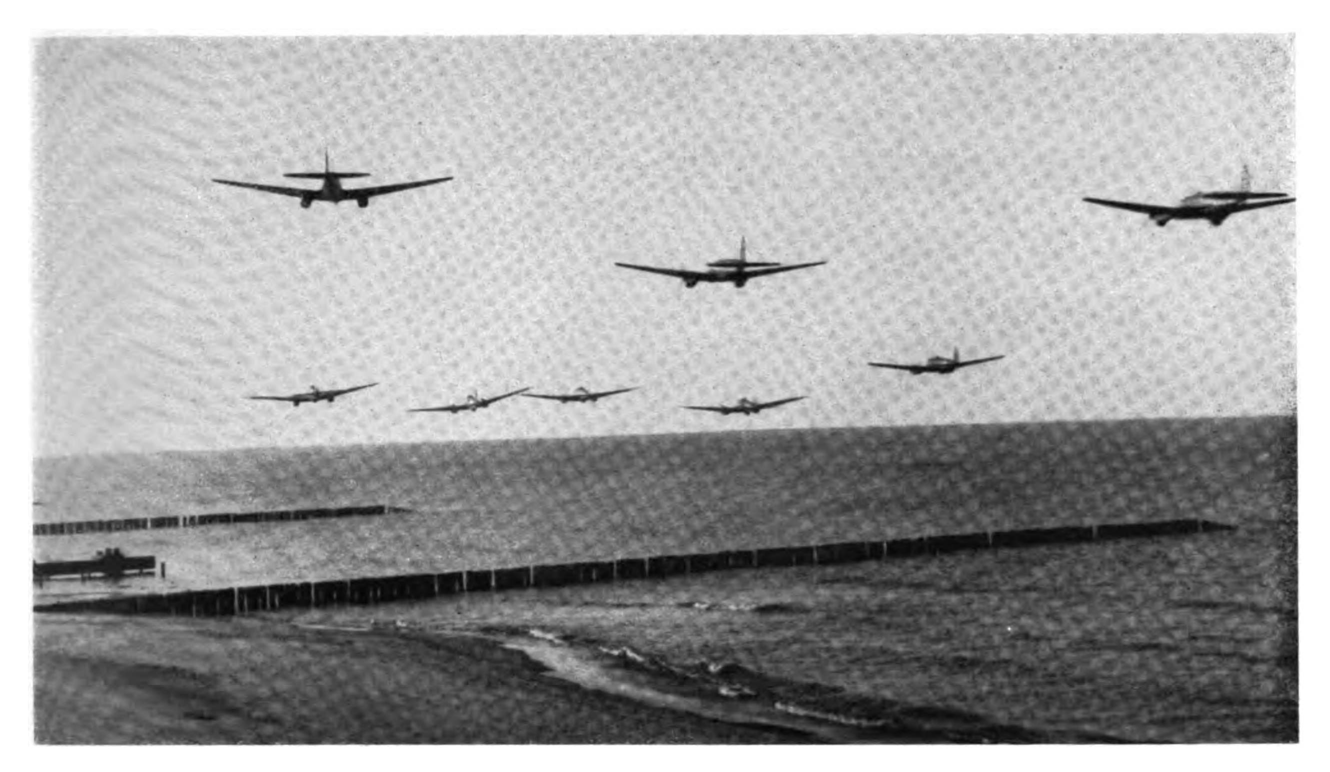
Der Einsatz der Heimat

Der ausgerechnet vom zur Luft mangelhaft gerüsteten England begonnene Luftkrieg hat noch eine weitere Erscheinung des technischen Krieges, wie man den modernen Kampf wohl nennen darf, in den Vordergrund gerückt. Noch zur Zeit *Friedrichs des Großen*, ja *Moltkes*, war die Heimat nur sehr mittelbar an den Kämpfen beteiligt. Sie stellte in mehr oder weniger starkem Umfang die Soldaten - das war alles. Der Weltkrieg zeigte zum erstenmal die Wichtigkeit des Heimateinsatzes. Die immer mehr verfeinerten Waffen verbrauchten sich rasch; sie mußten ergänzt, neue erfunden werden. Neben die Menge trat die Güte auch und gerade der Waffen. Schon im Weltkrieg konzentrierte sich schließlich diese Gütefrage auf die Luftwaffe, wenn dieser auch damals noch nicht die gleiche entscheidende Bedeutung zukam wie heute. General *von Hoeppner*, während des Weltkrieges beauftragt mit der Wahrnehmung der Geschäfte des Kommandierenden Generals der deutschen Luftstreitkräfte, schreibt darüber: „Es konnte nicht zweifelhaft sein, daß die rein zahlenmäßige Erfüllung des (Amerika-) Programms (Juni 1917) uns niemals die Ebenbürtigkeit, viel weniger die Vorherrschaft im Luftkampf ... sichern konnte. Vielmehr mußten wir auf allen technischen Gebieten gegenüber den Erzeugnissen unserer Gegner Überlegenes schaffen."

Neben den Soldaten tritt also besonders bei der Luftwaffe der Rüstungsarbeiter, der Konstrukteur sowohl wie der Facharbeiter. Daß ausländische Fachleute wie etwa der Franzose *Rougeron* oder der Wahlengländer *Golovine* ebenfalls diese Tatsache erkannten (*Golovine* schrieb beispielsweise: „... der Erfindergeist der Ingenieure und Konstrukteure, der eingearbeitete Stamm der Monteure und Mechaniker ... sind die Fundamente der technischen Waffe und die Bürgschaft für das Durchhalten im Luftkrieg"), ändert nichts an der Feststellung, daß das nationalsozialistische Deutschland neben dem faschistischen Italien allein die Folgerungen aus dieser Erkenntnis zog und nicht nur im kriegerischen Einsatz, sondern auch in der Produktion das Güteprinzip an erste Stelle rückte. Wenn die deutsche Luftwaffe im vergangenen Jahr beweisen konnte, daß sie einen wesentlichen Faktor darzustellen vermag, so liegt das neben dem deutschen Flieger vor allem am Einsatz der deutschen Rüstungs-



Der „Hangrutscher" ist bereit. Unseren Soldaten dient er in freien Stunden zur Erholung und sportlichen Freude, gegen feindliche Fliegersicht ist er gut getarnt

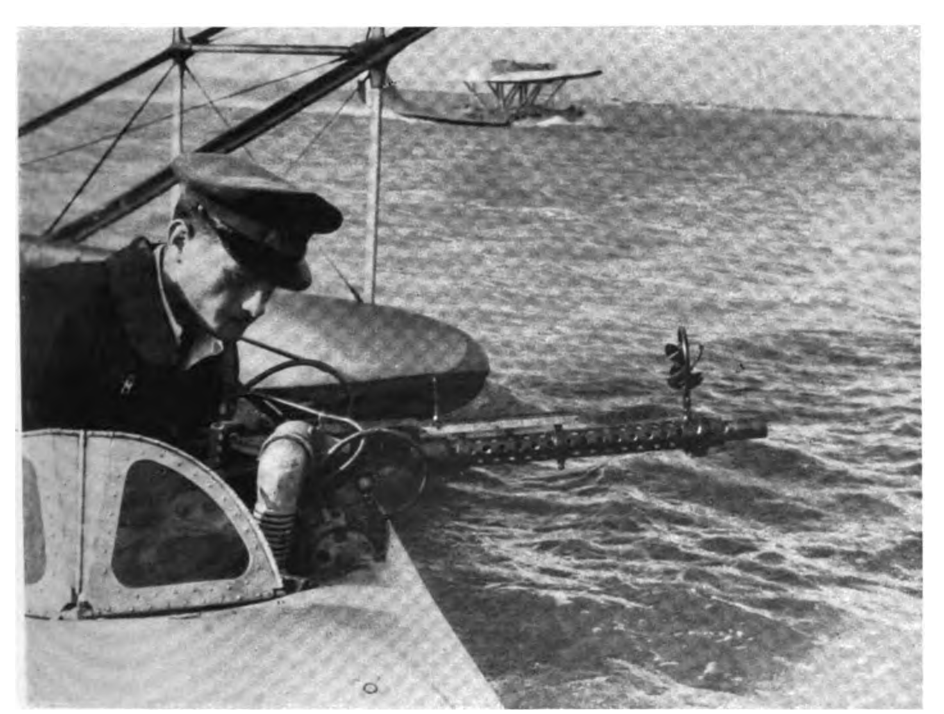


Im Tiefflug über der Nordsee. Um der Sicht feindlicher Jäger zu entgehen, braust ein Geschwader Heinkel-Kampfflugzeuge He 111 gegen Englands Küste

industrie, in der jeder einzelne, vom Betriebsführer und Konstrukteur bis zum Hilfsarbeiter, alles daransetzte, um die Überlegenheit des deutschen Luftschwertes für alle Zeiten zu sichern.

Der Rückblick auf das Jahr 1940 kann also kurz zusammengefaßt werden: Neben anderen entscheidenden Erfolgen auf militärischem Gebiet in Feldzügen dieses Krieges, die heute abgeschlossen und deren Einsätze schon geschichtlich sind, warf die Luftwaffe allein seit dem 8. August nur auf die englischen Inseln über 43 Millionen Kilogramm Sprengbomben und über 1,6 Millionen Kilogramm Brandbomben. Damit wurde auf einen verhältnismäßig beschränkten Raum eine Sprengladung abgeworfen, die der Fassungskraft von über 2000 Großgüterwagen von je 20 Tonnen entspricht. Die Wirkung bedarf keiner näheren Erläuterung. Die Luftwaffe hat in den bisherigen Feldzügen ihre manchmal entscheidende Wirksamkeit bewiesen, ihr entscheidender Einfluß auf den Endkampf wird in absehbarer Zeit klar zutage liegen. Sie hat es neben der Kriegsmarine vermocht, die unbedingt lebenswichtigen Zufuhren Englands derart zu stören, daß allein dadurch der Gegner schon über kurz oder lang auf die Knie gezwungen werden muß. Schließlich hat sie auf politischem Gebiet Erkenntnissen Bahn gebrochen, die für den Neuaufbau der Welt nach diesem Krieg von grundsätzlicher Bedeutung sind. Die Luftwaffe hat also alle Erwartungen nicht nur erfüllt, sondern darüber hinaus Bedingungen übertroffen, die sie zukünftig im Krieg zum entscheidenden Faktor und im Frieden zum verkörperten Träger der Lebensansprüche des „Volkes der Flieger" machen.

Reiner *Hofmann-Credner*.



Von der italienischen Luftwaffe. Nach dem Einsatz gilt die erste Sorge den Waffen, die durchgesehen und wieder startklar gemacht werden

Bilder: (1) PK-Aubele-PBZ., (1) PK-Matthies-PBZ., (1) PK-Martin-Atlantic, (1) Heinkel-Werkbild, (1) Ministero dell'Aeronautica

Die technischen Aufgaben der Flakartillerie

von General der Artillerie KARL BECKER ⅄

Wir sind mit Recht stolz darauf, nicht nur die stärkste, sondern vor allem auch die mit dem neuzeitlichsten und dem besten Gerät ausgestattete Flugabwehrwaffe der Welt zu besitzen. Wie unendlich schwierig aber die Aufgaben der Flakartillerie sind, ist den wenigsten verständlich. Nicht jedermann kann sich eine klare Vorstellung davon machen, was es heißt, auf meist große Entfernungen ein relativ kleines Ziel, das sich nicht nur in der Sekunde 100 m vorwärts bewegt, sondern auch noch dauernd seine Richtung und Höhe ändern kann, mit einem Geschoß — oder dessen Sprengstücken — zu treffen, das selbst mehrere Sekunden Flugzeit bis zum Ziel benötigt. Gerade im heutigen Stadium des Krieges dürfte daher der Inhalt eines Vortrages ganz besonders interessieren, den der am 8. April 1940 verstorbene General der Artillerie Professor Dr. phil. h. c. Dr.-Ing. Karl Becker zwei Jahre vor seinem Tode vor der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung gehalten hat. General Becker war seit 1911 in der Entwicklungsarbeit und im technischen Aufbau der Flakartillerie, dem erdgebundenen Gegner der militärischen Luftfahrt, tätig und hat damit maßgebenden Anteil an den bisherigen Erfolgen unserer Wehrmacht. In Anerkennung dieser Verdienste ernannte der Präsident der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung, Reichsmarschall Hermann Göring, bei der Gründung der Akademie General Becker zum Ordentlichen Mitglied. — Dr. Lö.

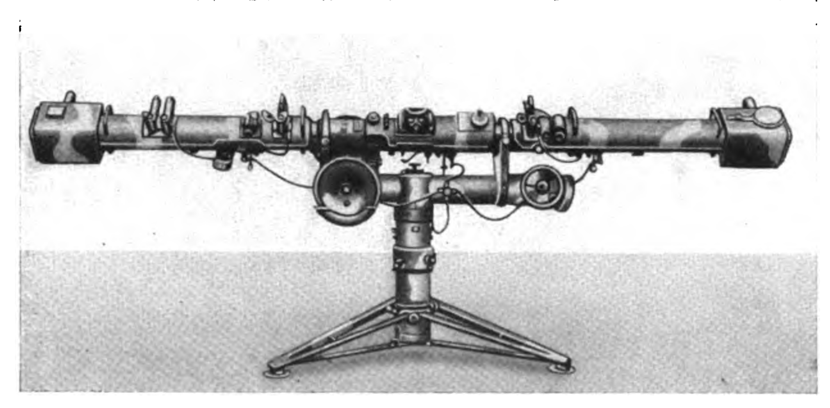
General Becker führte in seinem Vortrag, in dem er sich auf die schwere Flak, die Flugzeugortung, die Kommandogeräte und die Treffaussichten beschränkt, im wesentlichen folgendes aus[1]:

Die allgemeine Luftfahrt muß die Gefahren kennen, die ihr durch Stürme, Vereisung, Nebel und andere Umstände drohen, um sie bekämpfen zu können. Zu diesen Gefahren tritt für die militärische Luftfahrt neben dem feindlichen Flieger vor allem der Gegner auf der Erde, die Flakartillerie.

Kennzeichnung der Aufgaben der Flakartillerie

Die Flakartillerie soll verhältnismäßig kleine Ziele, die sich mit großer Geschwindigkeit frei im Raume bewegen, mit Sprenggeschossen bekämpfen. Wegen der Ähnlichkeit der Aufgaben liegt dem Nichtfachmann zunächst die Anwendung des vom Jäger geübten Schießverfahrens gegen Flugwild nahe, nämlich in der Flugrichtung nach gewissen Faustregeln oder auch ganz nach Gefühl mit dem Schuß vorzuhalten und alles übrige der Streuung des Schrotschusses zu überlassen. Was aber bei der Jagd auf Entfernungen von wenigen Metern Erfolg verspricht, scheidet beim Schießen gegen Luftziele wegen der weiten Entfernungen und der großen Zielgeschwindigkeiten völlig aus.





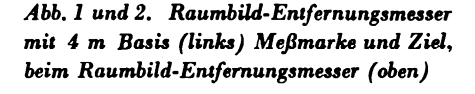


Abb. 1 und 2. Raumbild-Entfernungsmesser mit 4 m Basis (links) Meßmarke und Ziel, beim Raumbild-Entfernungsmesser (oben)

Dagegen scheint bei flüchtiger Betrachtung wenigstens das Schießverfahren der Marine beim Bekämpfen von fahrenden Seezielen anwendbar zu sein. Hierbei wird mit besonderen Recheneinrichtungen der Vorhalt möglichst genau ermittelt. Die so erhaltenen Werte verbessert man durch die Beobachtung der Lage der Schüsse so lange, bis diese im Ziel liegen. Auch die Übertragung dieses Verfahrens auf das Bekämpfen von Luftzielen ist nicht zulässig. Zu den zwei Koordinaten der Seeziele tritt beim Luftziel die dritte Koordinate hinzu, die die Vorhaltrechnung erheblich erschwert. Des weiteren sind beim Luftziel Geschwindigkeit und Wendigkeit erheblich größer als beim Seeziel. Als dritte Schwierigkeit ergibt sich die Notwendigkeit der Verwendung und richtigen Einstellung von Zeitzündern mit all den erforderlichen verwickelten Einrichtungen am Geschütz. Was aber beim Luftziel im Gegensatz zum Seeziel vollkommen fragwürdig erscheint, ist die Beobachtung der Lage der Schüsse am Ziel und die darauf aufzubauenden Verbesserungen der Schußwerte.

Auch das Verfahren der Marine ist also nicht auf die Flakartillerie zu übertragen.

Das Schießverfahren der Flakartillerie muß sich von den Vorstellungen, daß durch Beobachtung Erfolg zu erzielen sei, grundsätzlich frei machen. Nur die Forderung nach möglichst großer Wirkung des Einzelschusses am Ziel bleibt bestehen. Es muß angestrebt werden, mit dem einzelnen Schuß Wirkung zu erreichen. Das erfordert eine Genauigkeit des Schießens, wie sie bei keiner anderen Waffengattung verlangt zu werden braucht. Alle Einflüsse, die durch Zielbewegung, durch Ballistik, durch Wind und Wetter bedingt sind, müssen erfaßt und ohne zeitraubende und schwierige Rechen- oder Einstelltätigkeiten berücksichtigt werden.

Das Flakschießen wird damit in erheblichem Maße zu einem mathematischen und, was die Genauigkeitsanforderungen an Waffen und Geräte anlangt, zu einem fertigungstechnischen Problem.

Wie die damit zusammenhängenden Aufgaben im einzelnen gelöst worden sind, zeige ich im folgenden für das Ge-

[1]) *Vgl. Heft 23 der Schriftenreihe der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung (Berlin und München: Komm. Verlag R. Oldenbourg 1940).*

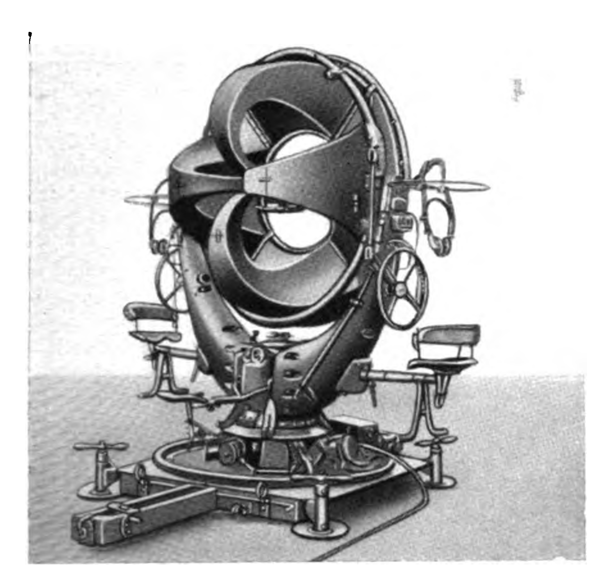


Abb. 3. Ringtrichterrichtungshörer

biet der Flugzeugortung, der Vorhalterechnung, der ballistischen Probleme, der Waffenkonstruktion und der Geschoßwirkung.

Flugzeugortung

Wegen der hohen Flugzeuggeschwindigkeiten befinden sich die Ziele nur verhältnismäßig kurze Zeit innerhalb des Schußbereichs der Flakartillerie. Begrenzt man den Schußbereich mit 10 000 m, so ist ein Flugzeug mit einer Geschwindigkeit von 100 m/s, d. s. 360 km/Std., nur wenige Minuten durch die Flakartillerie zu bekämpfen. Um diese zur Verfügung stehende Zeit möglichst restlos auszunutzen, müssen die Flugzeuge schon vor Eintritt in den Schußbereich aufgefaßt und angemessen werden. Um das Erkennen und Auffassen des Zieles zu erleichtern, werden Flugzeuge, die in Richtung der durch Flakartillerie geschützten Objekte fliegen, durch weit vorgeschobene Stellen gemeldet. Die so vorgemeldeten Ziele werden durch die Entfernungsmeßgeräte der Flakbatterien erfaßt und weiter verfolgt.

Entfernungsmeßgeräte

Die Entfernungsmessung geschieht grundsätzlich nach dem einstationären Verfahren, bei dem die Messung von einem Orte aus erfolgt. Das Gerät wird durch zwei Richtleute nach Seite und Höhe laufend auf dem Ziel gehalten, so daß ein dritter Kanonier, der eigentliche Meßmann, sich ausschließlich auf die Meßtätigkeit konzentrieren kann. Beim Messen nach Luftzielen hat sich von den in Frage kommenden Meßverfahren das stereoskopische am besten bewährt. Bei diesem erscheint dem Meßmann das Ziel räumlich, und er hat die Aufgabe, eine ihm ebenfalls räumlich erscheinende Meßmarke so lange zu verschieben, bis sie in gleicher Entfernung mit dem Ziel erscheint. Da die Entfernungsmessung im Grunde eine Messung des Winkels ist, der zwischen den vom Ziel zu den beiden Objektiven gehenden Strahlen liegt, ist die Genauigkeit der Entfernungsmessung mit der Absolutentfernung veränderlich, und zwar nimmt sie bei Verdoppelung der Entfernung um den vierfachen Wert ab. Beträgt der Meßfehler auf 4000 m z. B. $\pm$ 32 m, so ist bei gleicher Meßleistung des Mannes der Fehler auf 10 000 m bereits $\pm$ 200 m.

Das zunächst bei der Luftwaffe eingeführte Gerät kann als Entfernungsmesser oder als Höhenmesser gebraucht werden.

Horchgeräte

Die gebräuchlichen optischen Entfernungsmesser können ein Flugzeug nur auffassen, wenn es sichtbar ist. Bei Nacht muß es daher durch Scheinwerfer angeleuchtet werden. Zur Beschleunigung des Auffassens bei Nacht durch die Scheinwerfer dienen sogenannte Horchgeräte. Die Grundlage dieser Geräte bildet die Tatsache, daß schon mit unbewaffneten Ohren aus dem geringen Zeitunterschied, mit dem ein Schall das eine Ohr vor dem anderen trifft, die Richtung nach der Schallquelle mit einiger Sicherheit bestimmt werden kann. Die Horchbasis des natürlichen Ohrenabstandes und die Reichweite der Wahrnehmung kann durch Verwendung von Schalltrichtern vergrößert werden. Jeder Trichter ist durch eine geeignete Schlauch- oder Röhrenverbindung mit je einem Ohr verbunden. Für Höhen- und Seitenrichtung ist je ein besonderes Trichterpaar erforderlich.

Der bei der deutschen Flakartillerie eingeführte Ringtrichterrichtungshörer hat seinen Namen von der ringförmigen Anordnung der Horchtrichter, von denen die beiden senkrecht übereinander angeordneten die Horchbasis für den Höhenwinkel und die beiden waagerecht nebeneinander angeordneten die Horchbasis für den Seitenwinkel bilden.

Nach feststehenden Schallquellen ergibt der Richtungshörer innerhalb gewisser Fehlergrenzen eine mit der optischen Peilung ohne weiteres übereinstimmende Richtung.

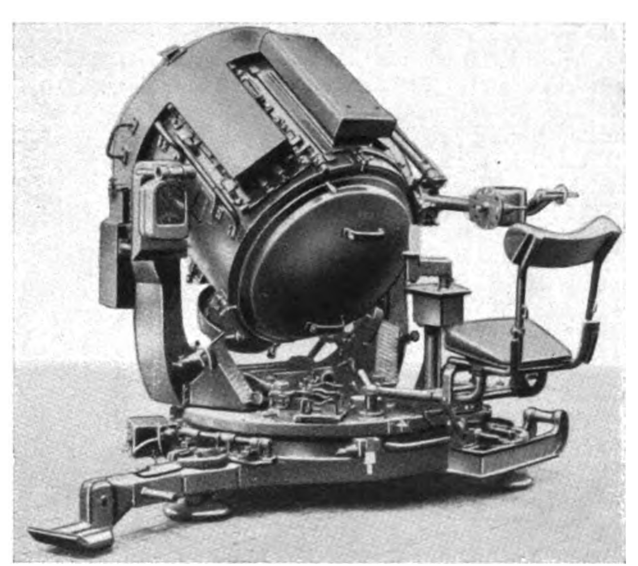




Abb. 4 (oben).
Flakscheinwerfer 60 cm in Leuchtstellung

Abb. 5 (links),
Flakscheinwerfer 60 cm in Fahrstellung

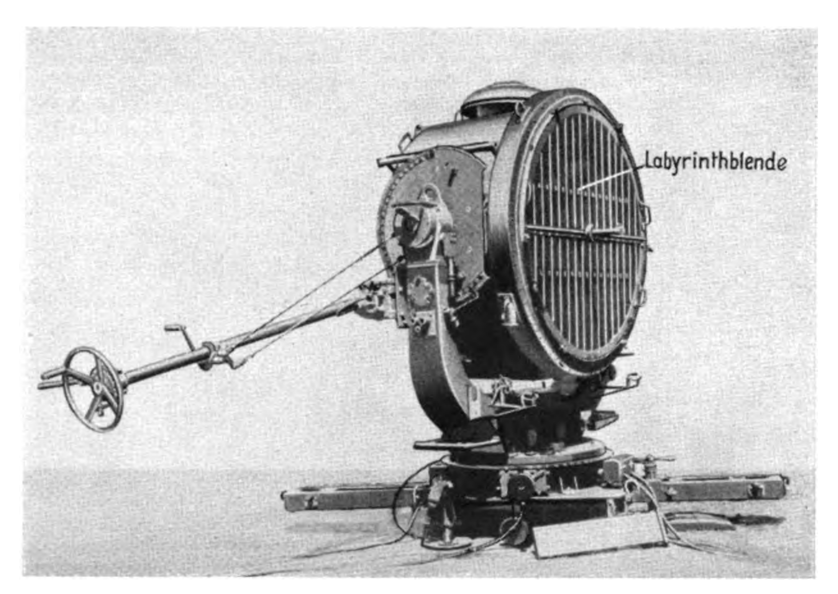


Abb. 6. Flakscheinwerfer 150 cm in Leuchtstellung

Bei beweglichen Schallquellen, so vor allem bei den schnellen Flugzeugen, trifft dagegen ein Schallimpuls den Richtungshörer zu einer Zeit, bei der das Flugzeug den Ort, wo es diesen Schallimpuls erzeugte, längst wieder verlassen hat. Die akustische Richtung und die für das Schießen allein brauchbare optische Richtung stimmen daher nicht überein. Der Ausgleich erfolgt durch besondere Anordnungen, die beim deutschen Ringtrichterrichtungshörer im Sockel des Gerätes untergebracht sind.

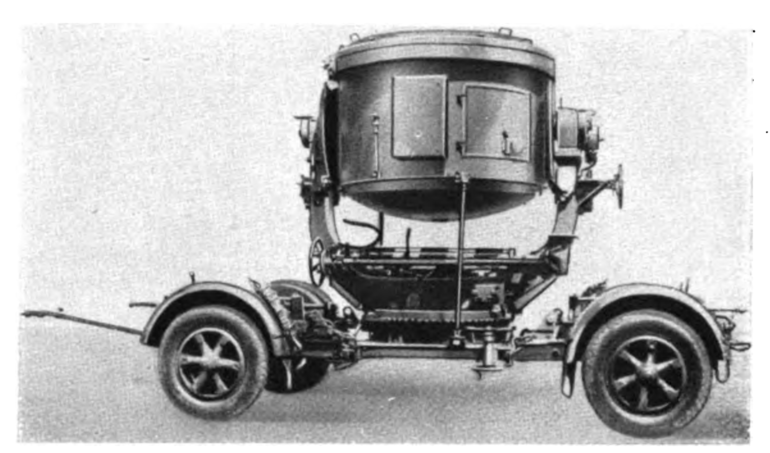
Dem Orten des Flugzeuges mit dem Richtungshörer folgt unmittelbar das Anleuchten mit dem Scheinwerfer, um die für die Kommandobildung unerläßliche optische Entfernungsmessung zu ermöglichen. Durch das Anleuchten wird aber das Flugzeug gewarnt und zu Ausweichmanövern veranlaßt, die den Erfolg der Beschießung in Frage stellen. Bei Tage ist das durch Wolken oder Dunst unsichtbare Flugzeug mit den bisherigen optischen Verfahren überhaupt nicht anzumessen.

Scheinwerfer

Von den Flakscheinwerfern sind zu fordern:
- größte Lichtstärke und Reichweite,
- Lichtruhe,
- Blendwirkung,
- einfache, schnelle Bedienung.

Als Lichtwirkung dient der Krater einer Effektkohle, dessen Leuchtdichte noch durch keine andere künstliche Lichtquelle übertroffen wird.

Als Spiegel werden parabolisch geschliffene, rückseitig mit Silber belegte Glaskörper verwendet, die das Licht des im Brennpunkt befindlichen Kraters nahezu parallel ausstrahlen. Zum Erleichtern des Auffassens des Zieles kann der Streuwinkel des Lichtbündels in gewissen Grenzen vergrößert werden.



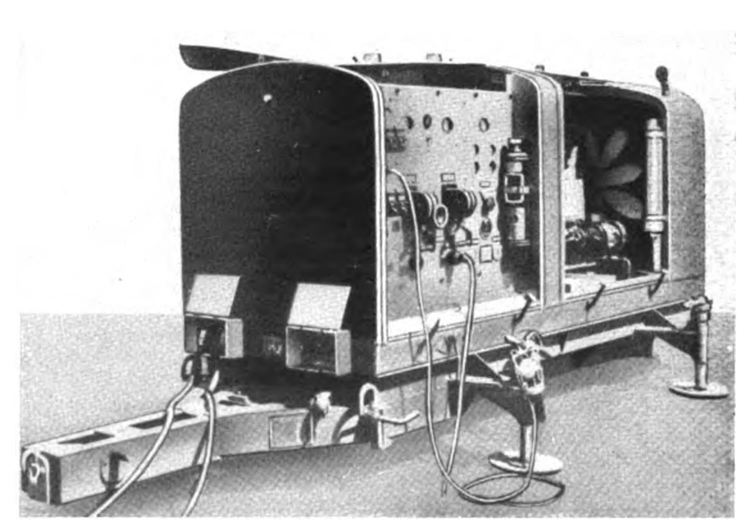


Abb. 7 bis 8. Flakscheinwerfer 150 cm in Fahrstellung und Maschinensatz dazu in Betriebsstellung

Bei der deutschen Luftwaffe sind zwei Scheinwerfertypen eingeführt, der Flakscheinwerfer von 150 cm Spiegeldurchmesser für große und der Flakscheinwerfer von 60 cm für kleine Entfernungen.

Als Stromquelle dienen fahrbare Maschinensätze, bestehend aus einem Verbrennungsmotor und einem Gleichstromgenerator. In Abb. 8 ist der Maschinensatz für den großen Scheinwerfer gezeigt. Maschinensatz und Scheinwerfer sind auf Anhängern fahrbar.

Kommandogeräte

Durch die Geräte für die Flugzeugortung werden die Polar-Koordinaten des Zieles, nämlich Seitenwinkel, Höhenwinkel und Entfernung, laufend gemessen. Auf Grund des zeitlichen Verlaufs dieser Koordinaten muß der Punkt vorausberechnet werden, den das Flugzeug nach Ablauf der Geschoßflugzeit im Raume erreicht. In diesem Punkt müssen sich also Flugzeug und Geschoß im Idealfall treffen. Durch die Annahme, die für den während des Geschoßfluges zu erwartenden Zielweg gemacht werden müssen, sind indessen die natürlichen Genauigkeitsgrenzen der Vorhaltberechnung gegeben. So muß vorausgesetzt werden, daß das Ziel, das bisher geradeaus und in gleichbleibender Höhe flog, auch während der Geschoßflugzeit weiter geradeaus fliegen wird, oder wenn es eine Kurve flog oder seine Höhe änderte, diesen Weg auch während der Geschoßflugzeit fortsetzen wird. Alle Änderungen des Flugzeugweges, die während des Geschoßfluges erfolgen, können nicht erfaßt werden. In jedem Fall ist aber die Wahrscheinlichkeit, daß die der Vorhaltrechnung zugrunde gelegten Annahmen zutreffen, um so größer, je kleiner die Zeit ist, für die diese gelten sollen. Die Abkürzung aller Verlustzeiten — so des Kommando- und Ladeverzugs und die Verminderung der Geschoßflugzeiten sind deshalb Grund-

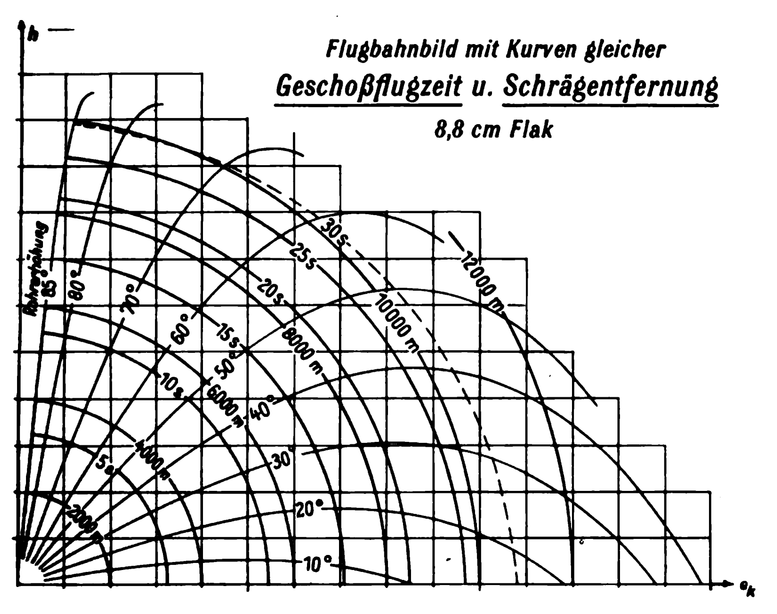


Abb. 9. Flugbahnbild für die 8,8 cm Flak

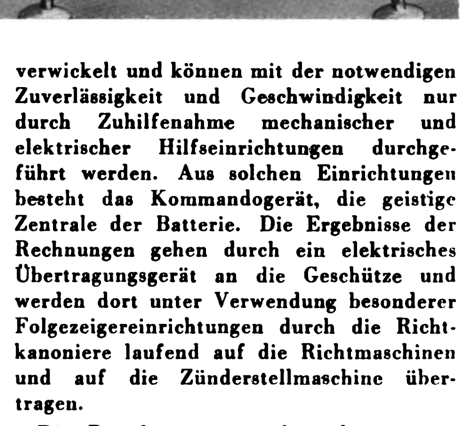
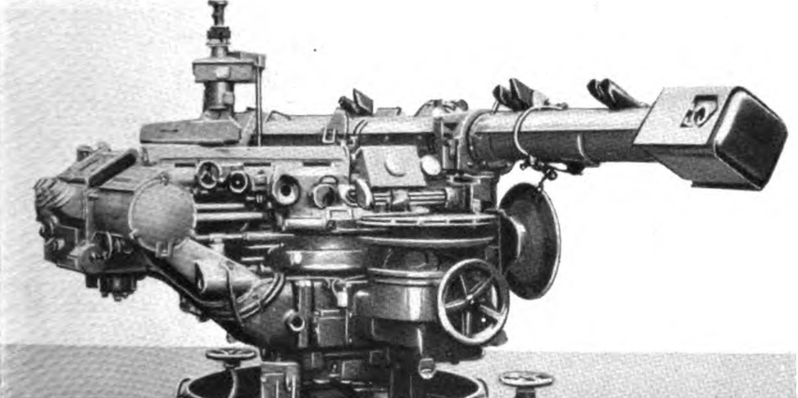


Abb. 12 (rechts). Kommandohilfsgerät



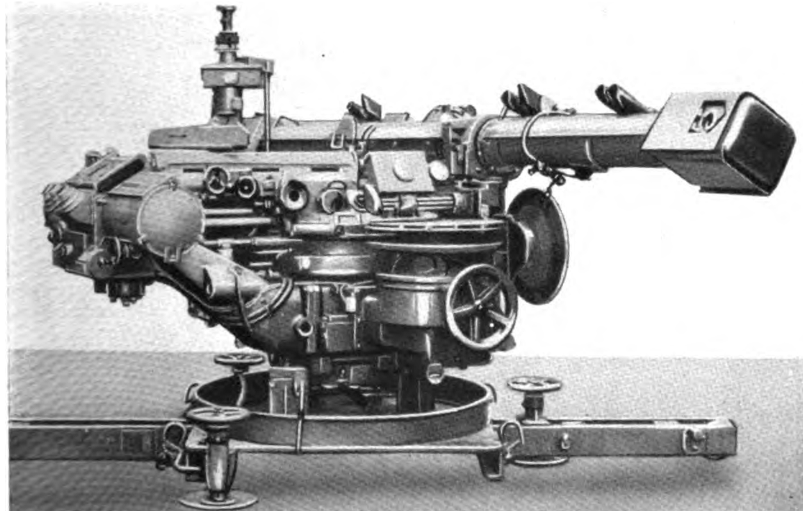


Abb. 10. Kommandogerät

bedingungen für die Erhöhung der Treffaussichten. Diese Notwendigkeiten erfordern einmal große Anfangsgeschwindigkeiten und geringe Widerstandswerte der Geschosse und bedingen andererseits eine zentrale Feuerleitung der Flakbatterie, bei der laufend und zeitlich verzugslos gleichzeitig mit dem Anmessen des Flugzeuges die für den jeweiligen Treffpunkt geltenden Werte von Rohrerhöhung, Seitenrichtung und Zünderstellung berechnet werden. Diese Berechnungen sind umfangreich und verwickelt und können mit der notwendigen Zuverlässigkeit und Geschwindigkeit nur durch Zuhilfenahme mechanischer und elektrischer Hilfseinrichtungen durchgeführt werden. Aus solchen Einrichtungen besteht das Kommandogerät, die geistige Zentrale der Batterie. Die Ergebnisse der Rechnungen gehen durch ein elektrisches Übertragungsgerät an die Geschütze und werden dort unter Verwendung besonderer Folgezeigereinrichtungen durch die Richtkanoniere laufend auf die Richtmaschinen und auf die Zünderstellmaschine übertragen.

Die Beziehungen zwischen den geometrischen Koordinaten des gewollten Treffpunktes und den zu seiner Errechnung nötigen Werten für Höhenrichtung, Seitenrichtung und Zünderstellung werden durch die Schußtafel des jeweiligen Geschützes angegeben. Das Flugbahnbild für die 8,8 cm-

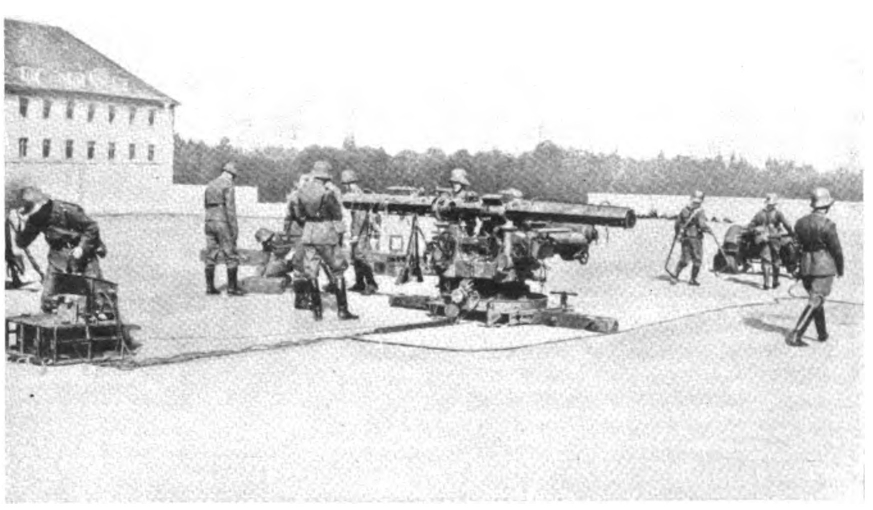
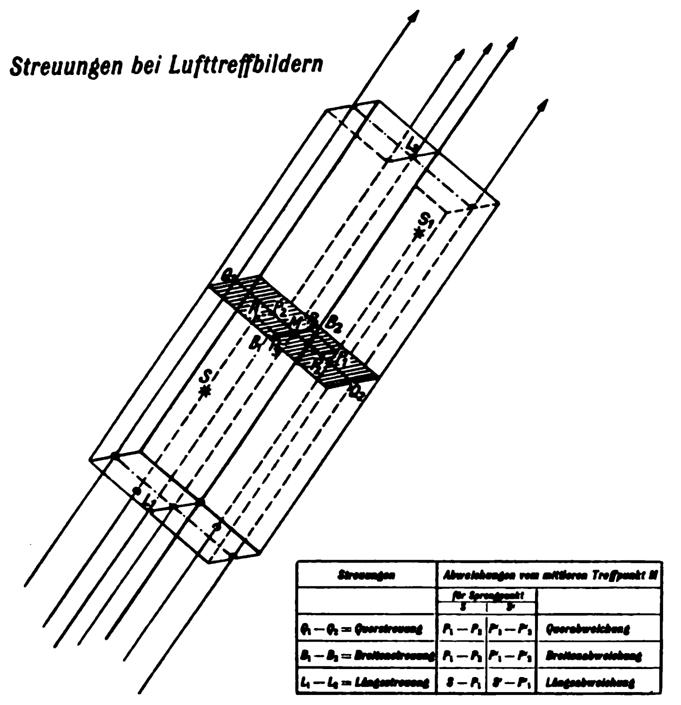




Abb. 11. Arbeiten am Kommandogerät



Streuungen	Abweichungen vom mittleren Treffpunkt M		
	für Sprengpunkt		
	S	S'	
$Q_1 - Q_2$ = Querstreuung	$P_1 - P_2$	$P'_1 - P'_2$	Querabweichung
$B_1 - B_2$ = Breitenstreuung	$P_1 - P_3$	$P'_1 - P'_3$	Breitenabweichung
$L_1 - L_2$ = Längsstreuung	$S - P_1$	$S' - P'_1$	Längsabweichung

Abb. 13. Lufttreffbild

Flak, in dem der besseren Übersicht wegen nur wenige Geschoßbahnen gezeichnet sind, gestattet Rohrerhöhung und Zünderstellung für jeden durch Höhe und Kartenentfernung gegebenen Punkt im Raume abzulesen. Dem geometrischen Seitenwinkel nach dem Treffpunkt wird eine Korrektur für die durch den Drall verursachte Seitenabweichung des Geschosses überlagert.

Die Angaben der Schußtafel gelten für mittlere, sogenannte schußtafelmäßige Verhältnisse.

Man versteht darunter bei der 8,8 cm-Flak:

1. Geschoßgewicht = 9 kg,
2. Pulvertemperatur = + 10°,
3. Anfangsgeschwindigkeit = 820 m/s,
4. Luftgewicht in der Mündungswaagerechten = 1,22 kg/m³,
5. Windstille.

Die Veränderungen, denen die tatsächlichen ballistischen Bedingungen gegenüber den Normalverhältnissen laufend unterworfen sind, müssen im Kommandogerät mit guter Annäherung und unter möglichst geringem Aufwand an Getrieben und Bedienungspersonal erfaßt werden.

Das eingeführte Kommandogerät ist aus der Weiterentwicklung eines bereits im Kriege gebauten Kommandogebers des Geheimrats *Pschorr* der Technischen Hochschule Charlottenburg hervorgegangen. Das Gerät hat seine Leistungsfähigkeit und seine Zuverlässigkeit in bezug auf die Anforderungen, die der feldmäßige Betrieb stellt, in vielen Jahren immer wieder bewiesen. Es hat den modernen Flugzeugen angepaßte Wirkungsbereiche, so daß es auch den neuzeitlichen Anforderungen noch gerecht wird. Für einen etwaigen Ausfall des Kommandogerätes ist ein Ersatzgerät eingeführt worden, das Kommando-Hilfsgerät.

In der Weiterentwicklung sind wir auf Grund langjähriger systematischer Schieß- und Meßversuche und genauer Prüfung und Auswertung ganz neue Wege gegangen, auf die aber im einzelnen heute noch nicht näher eingegangen werden kann.

Treffaussichten

Die Aussicht, das Flugzeug zu treffen, hängt von zwei voneinander unabhängigen Faktoren ab. Der erste ist die Genauigkeit der Vorhaltrechnung und somit die Leistungsfähigkeit des Kommandogerätes, der zweite die Leistung des Geschützes und seiner Munition. Die Wirkung hängt von dem guten Zusammenwirken beider Faktoren ab, da ein noch so gutes Kommandogerät bei einer schlechten Waffe keinen Erfolg bringen kann und umgekehrt. Die unvermeidlichen Schwankungen der innen- und außenballistischen Einflüsse und die Schwankungen in der Laufzeit der Zeitzünder führen dazu, daß die unter gleichen Bedingungen abgefeuerten Geschosse nicht die gleichen Flugbahnen durchlaufen und nicht am gleichen Ort zerspringen. Das schematisch dargestellte Lufttreffbild zeigt die drei Streuungsgrößen (Abb. 13).

Abb. 14 zeigt für die 8,8 cm-Flak die Geschoßbahnen von 10° zu 10° und die Kurven gleicher Längsstreuung der Sprengpunkte von 5 zu 5 m. Z. B. wird ein Punkt auf 3000 m Höhe und 5000 m Kartenentfernung mit einer Rohrerhöhung von 35° erreicht. Für diesen Punkt beträgt die 50 %-Längsstreuung 40 m. Die 50prozentige Streuung umfaßt dabei die sogenannte bessere Hälfte der dicht um den mittleren Treffpunkt gruppierten Sprengpunkte.

Zu diesen ballistischen Streuungen, die bei festem Luftziel gelten, kommen beim Schießen auf das schnell bewegte Flugzeug noch diejenigen Streuungen hinzu, die durch das Kommandogerät hervorgerufen werden. Auch bei einer unter möglichst gleichen Verhältnissen durchgeführten Reihe von Vorhaltrechnungen streuen die einzelnen Ergebnisse wie beim Schuß um den Mittelwert herum.

Die auf Grund der Waffenstreuung und der Gerätestreuung zu erwartenden Trefferprozente bilden zusammen die Grundlage für die voraussichtliche Gesamtleistung.

Schwere Flak

Die Forderung nach höchster Genauigkeit des Flakschießens hat auch entsprechenden Einfluß auf die Konstruktion der Geschütze und der Munition. Es muß angestrebt werden, die Geschützstreuung so klein wie irgend möglich zu machen und die Geschoßflugzeit durch hohe Anfangsgeschwindigkeiten soweit wie irgend möglich zu verringern. Beides verlangt von den Geschützen höchste Leistungen. Hohe Anfangsgeschwindigkeiten von etwa 900 m/s bringen aber große Beanspruchungen der Rohre mit sich, die eine dementsprechend schnelle Abnutzung zur Folge haben. Mit zunehmender Abnutzung wird die Anfangsgeschwindigkeit kleiner, die Führung des Geschosses im Rohr schlechter und damit die Streuung größer. Es müssen

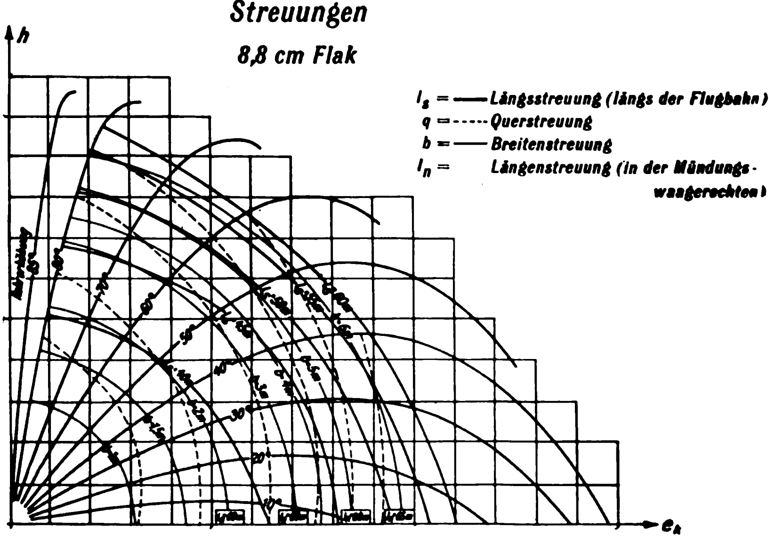


Abb. 14. Streuungen der 8,8 cm Flak

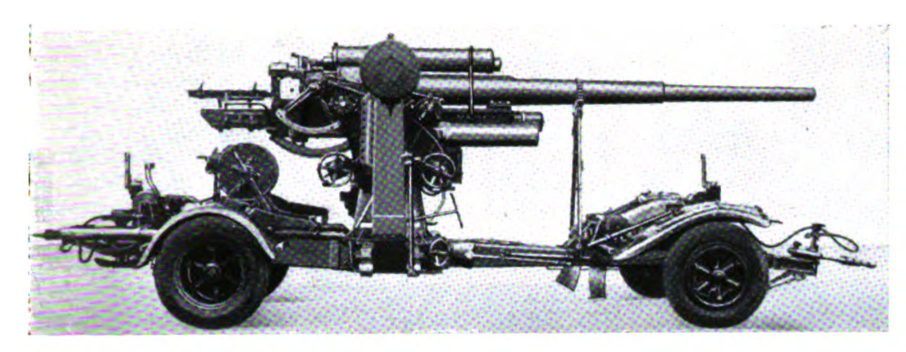


Abb. 15. 8,8 cm Flak in Fahrstellung

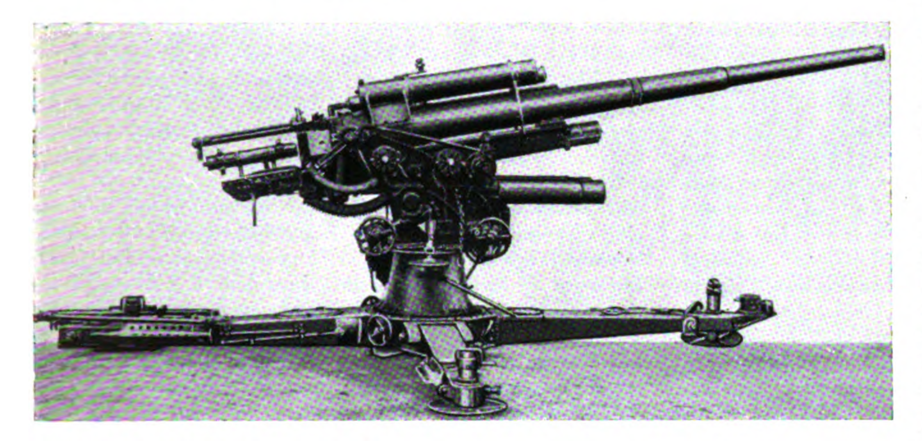


Abb. 16. 8,8 cm Flak in Feuerstellung

Abb. 15 zeigt das Geschütz in Fahrstellung.

In Abb. 16 ist das Geschütz in Feuerstellung zu sehen. Man erkennt u. a. die Zünderstellmaschine, die Ladeschale mit dem automatischen Ansetzer, den liegenden Ausgleicher und die Lafettierung auf Kreuzlafette.

Abb. 17 zeigt das Geschütz bei größter Rohrerhöhung.

Zur Erzielung von Wirkung ist nicht nur erforderlich, daß die Geschoßbahn nahe am Ziel vorbeigeht, das Geschoß muß auch in Zielnähe zur Detonation gebracht werden. Um dies zu erreichen, verwenden wir präzis arbeitende Uhrwerkszünder, die in der am Geschütz angebrachten Zünderstellmaschine auf die aus dem Kommandogerät fließende Zünderlaufzeit eingestellt werden.

Schließlich ist noch zu fordern, daß die in Zielnähe detonierenden Geschosse eine möglichst große Reichweite und Zerstörungskraft der Sprengstücke ergeben. Stahlzusammensetzung, Wandstärke des Geschosses, Art der Verarbeitung, Kaliber, Sprengstoffmenge und Sprengstoffbrisanz sind hier von Einfluß und müssen in richtiger Weise aufeinander abgestimmt werden. Die

von vornherein Maßnahmen getroffen werden, um die ausgeschossenen Rohre schnell wiederherstellen zu können. Zu diesem Zweck wird ein besonderer Rohraufbau gewählt, der die schnelle Auswechslung der jeweils abgenutzten Teile gestattet.

In ihrem Gesamtaufbau müssen die Geschütze den Anforderungen, die das schnell bewegliche Ziel an die Richteinrichtungen stellt, gerecht werden. Das Geschütz muß der Seite nach um 360° und der Höhe nach möglichst bis 90° schwenkbar sein. An der linken Seite muß sich die Zünderstellmaschine befinden, in die die Geschosse eingesetzt und die Zeitzünder auf den vom Übertragungsgerät angezeigten Wert eingestellt werden.

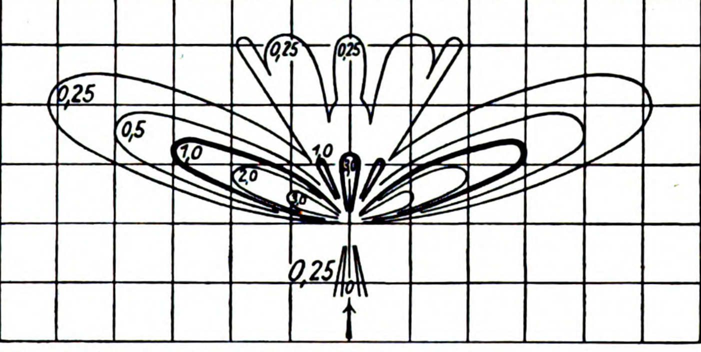


Abb. 18. Splitterverteilung 8,8 cm Flak

Wirkung und Ausbreitung der Splitter ist außerdem von ihrer Größe, Form und Geschwindigkeit abhängig. Sie verteilen sich nach der in Abb. 18 gezeigten Form und sind mit einem Schmetterling oder einem Pilz zu vergleichen. Die Kurven stellen die Grenzen verschiedener Splitterdichten dar. Unter Splitterdichte verstehen wir dabei die Anzahl der wirksamen Splitter je Quadratmeter.

Die Geschoßwirkung kann durch eine Vergrößerung des Kalibers gesteigert werden. Eine solche Vergrößerung bringt zwar noch manche anderen Vorteile, hat aber gleichzeitig auch eine Vergrößerung der bewegten Massen zur Folge, so daß diese schließlich nur langsam oder überhaupt nicht mehr von der Menschenkraft beherrscht werden können. Man muß zur Verwendung elektrischer oder hydraulischer Antriebe übergehen.

Ausblick

Unsere Flaktartillerie ist in dem heutigen Stand der Entwicklung den Aufgaben, die aus der Bekämpfung moderner Flugzeuge hervorgehen, in jeder Beziehung gewachsen. Sie ist auch in dem Rahmen der zu erwartenden Weiterentwicklung der Flugzeuge ebenfalls weiterhin entwicklungsfähig. Die Aufgaben werden aber um so schwieriger werden, je mehr sich die Flugzeuggeschwindigkeit der Schallgeschwindigkeit nähert. Ein so großer Sprung in der Erhöhung der Flugzeuggeschwindigkeiten würde voraussichtlich ganz neue Forderungen an die Waffen und Geräte stellen. In welcher Weise diesen dann Rechnung getragen werden kann, läßt sich heute noch gar nicht übersehen. Es ist aber mit Sicherheit anzunehmen, daß auch diese Aufgaben gelöst werden und die Flakartillerie die wirksame und gefürchtete Waffe bleibt, die sie heute ist.

Abb. 17. 8,8 cm Flak in Feuerstellung



Die Ausbildung des Luftfahrt-Ingenieurs

von Prof. Dr. ***GUSTAV DOETSCH,***
z. Z. Referent für Ingenieur-Nachwuchs in der Forschungsabteilung des RLM,

und Ingenieur ***GERHARD SEIDEL,***
Gruppenleiter in der Abteilung für Ingenieur-Nachwuchs der DVL

So vielgestaltig, wie das Gesicht der Luftfahrt geworden ist, so mannigfaltig ist die Tätigkeit, die der Ingenieur im Bereich der Luftfahrt ausübt. Die fünf großen Betätigungsfelder, Waffe, Forschung, Industrie, Verwaltung und Verkehr, bieten dem Ingenieur jede nur denkbare Aufgabe.

Der Ingenieur bei der Luftwaffe trägt eine hohe Verantwortung. Er muß das für diese hergestellte Gerät bei der Abnahme auf seine Leistungen und Eigenschaften prüfen und seine Tauglichkeit für die Truppe untersuchen und erhöhen. Er hat darüber hinaus die Forderungen und Wünsche der militärischen Führung an Leistung und Gestaltung des Fluggerätes technisch zu verwirklichen und die Entwicklung entsprechend zu beeinflussen. Außerdem obliegen ihm Instandhaltung und Instandsetzung der Geräte. Die im Bereich der Luftwaffe tätigen Ingenieure befinden sich z. T. im Angestelltenverhältnis, z. T. gehören sie dem Ingenieurkorps[1]) der Luftwaffe an, das seit 1935 besteht. Im Mai 1940 wurde außerdem die Laufbahn eines Ingenieur-Offiziers[1]) bei der Luftwaffe geschaffen. Schließlich besteht für Soldaten, die sich für den zwölfjährigen Dienst in der Luftwaffe verpflichtet haben, nach entsprechender Bewährung die Möglichkeit, während der letzten zwei Dienstjahre eine der Höheren Fliegertechnischen Schulen der Luftwaffe zu besuchen, an denen sie zu Ingenieuren ausgebildet werden, ähnlich wie an den Ingenieurschulen.

Sucht der junge Ingenieur, seiner Begabung und seiner Neigung entsprechend, eine ausgesprochen wissenschaftliche Betätigung, so wird er in den Luftfahrt-Forschungsinstituten des Reichsluftfahrtministeriums und in den wissenschaftlichen Instituten der Technischen Hochschulen ein großes Aufgabengebiet finden. Hier steht ihm auch der Weg zur Lehrtätigkeit offen, als Assistent, Dozent und Professor an den Ingenieurschulen und den Technischen Hochschulen, an den Luftkreisschulen und der Luftkriegsakademie, als Fachlehrer an den allgemeinen Berufsschulen und an den Technischen Schulen der Luftwaffe.

Die Luftfahrtindustrie in ihrer Vielgestaltigkeit — sie umfaßt Flugzeug- und Motorenwerke, Zubehör- und Instrumenten-Industrie, Leichtmetall- und Waffenherstellung und vieles andere mehr sowie den Luftschiffbau — bietet dem jungen Ingenieur, der in seiner praktischen Lehrzeit wirklich Erfahrungen gesammelt hat und der insbesondere über eine gute konstruktive Veranlagung und über gründliche Kenntnisse der Fertigung verfügt, die während der Ausbildung an der Hoch- oder Ingenieurschule durch gute theoretische Grundlagen ergänzt worden sind, Aussicht auf wichtigste und verantwortungsvollste Aufgaben. Je nach seinen Fähigkeiten und nach seiner Veranlagung kann der Einsatz des Ingenieurs in der Entwicklung, im Versuch, in der Konstruktion oder in der Fertigung sowie in zahlreichen Spezialgebieten erfolgen.

Aber auch die technische Luftfahrt-Verwaltung umfaßt zahlreiche Arbeitsmöglichkeiten für den Ingenieur mit Erfahrungen aus der Praxis. Sie bietet ihm als zentrale Führungs- und Lenkungsstelle umfangreiche und bedeutungsvolle Aufgaben.

Der Luftverkehr eröffnet dem Ingenieur ebenfalls interessante Arbeitsgebiete, insbesondere in den Untersuchungen über seine Wirtschaftlichkeit, im Zusammenhang mit Flughöhe, Fluggeschwindigkeit und geringstem Brennstoffverbrauch, desgleichen in Blindflug und Blindlandung, sowie auf seinen Werften. Hier wird insbesondere die zukünftige Entwicklung noch zahlreiche und ausgedehnte Möglichkeiten erschließen.

Dabei muß eindeutig darauf hingewiesen werden, daß nur ein verhältnismäßig kleiner Ausschnitt der zu leistenden Ingenieurarbeit die spezielle Ausbildung zum Luftfahrt-Ingenieur, das soll heißen zum Ingenieur der Studienfachrichtung Luftfahrttechnik, als Voraussetzung hat. Der größte Teil des Bedarfes der Luftfahrt an Ingenieuren besteht in Ingenieuren der Studienfachrichtungen Allgemeiner Maschinenbau, Elektrotechnik, insbesondere Fernmeldetechnik.



Werkbild

Praktikant im Flugzeugbau

[1]) *Über diese Laufbahn erteilt das Reichsluftfahrtministerium, Generalluftzeugmeister (PT), Auskunft.*

Feinmechanik, Betriebstechnik und verwandter Gebiete. Über deren Ausbildung soll in diesem Zusammenhang nicht gesprochen werden. Für sie gilt als wichtigste Forderung: möglichst umfassende und tiefgehende Ausbildung in den technischen Grundlagenfächern als Voraussetzung für jedweden späteren Einsatz. Für sie kann eine Spezialisierung auf ein bestimmtes Arbeitsgebiet nicht im Studium, sondern nur durch die Praxis erfolgen.

Für die Ausbildung zum Luftfahrt-Ingenieur bestehen, wie für die Ingenieurausbildung überhaupt, in Deutschland zwei Wege. Der eine führt von der Volksschule über die Facharbeiterlehre oder von der höheren Schule mit der Oberstufenreife (ebenso der mittleren Reife) und einer zweijährigen praktischen Tätigkeit zur Ausbildung auf der Ingenieurschule, die mit der Fachschulingenieur-Prüfung abschließt. Der andere führt von der höheren Schule mit der Reifeprüfung über eine einjährige praktische Tätigkeit zum Studium an der Technischen Hochschule, das mit der Diplom-Prüfung abschließt.

Beide Ausbildungswege, der zum Fachschul-Ingenieur wie der zum Diplom-Ingenieur, sind in sich geschlossen und selbständig, jeder mit einem ausgesprochen eigenständigen Lehrziel. Die Ingenieurschule bildet den praktischen Ingenieur mit einer für die breite Ingenieurtätigkeit ausreichenden theoretischen Grundlage, vor allem für Konstruktion und Betrieb aus; die Technische Hochschule soll den wissenschaftlichen und höchstqualifizierten Ingenieur für die Führungsaufgaben der Technik, insbesondere auch für die Forschung, ausbilden, der in der Lage ist, aus den äußeren Erscheinungsformen das Grundsätzliche abzuleiten, um Neues schöpferisch zu entwickeln. Die Entscheidung im Einzelfalle, welcher Weg einzuschlagen ist, kann nur nach der vorhandenen Begabung getroffen werden. Für den Fachschulingenieur besteht die Möglichkeit, sein Studium an der Technischen Hochschule fortzusetzen, sofern er die dafür erforderlichen Voraussetzungen aufweist.

Beide, der Fachschulingenieur wie der Hochschulingenieur, haben ihre innere Berechtigung und sind notwendig, und erst aus ihrem harmonischen Zusammenwirken ergibt sich die hohe Leistungsfähigkeit der deutschen Technik, jetzt und in der Zukunft.

Das besondere Studium der Luftfahrttechnik gabelt sich an der Technischen Hochschule noch in drei verschiedene Fachgebiete, nämlich in den Luftfahrzeugbau, die Luftfahrttriebwerke (Flugmotorenbau) und die Luftfahrzeugführung (Ausrüstung, Bewaffnung, Navigation).

Es ist vor allem für folgende Gebiete der Ingenieurtätigkeit erforderlich:

Aerodynamik in Entwurf, Erprobung und Forschung, Flugmechanik, für besondere Probleme der Festigkeit, der Schalenbauweise und der besonderen Werkstoffe des Flugzeugbaus.



Focke-Wulf-Werkbild

Werkstudenten in einem Flugzeugwerk

Auf alle diese Fragen bereitet das Studienfachgebiet Luftfahrzeugbau vor.

Das Studienfachgebiet Luftfahrttriebwerke bereitet auf die im Motorenbau zu lösenden Fragen der besonderen Werkstoffe, der Höhenleistungen der Motoren, der Brennstoffe und ihrer Unterbringung und des Propellerbaus vor.

Das besondere Studienfachgebiet Luftfahrzeugführung schließlich bereitet auf die Ingenieurtätigkeiten im Funkwesen als Verständigungsmittel und als Ortungsmittel und in allen Navigations- und Steuerungsproblemen vor.

Die Vorpraxis

Das Studium der Ingenieurwissenschaft verlangt als Voraussetzung und Ergänzung eine angemessene praktische Tätigkeit in der Werkstatt, die dem angehenden Ingenieur einen Begriff von den wichtigsten handwerklichen Fertigkeiten, eine gründliche Kenntnis der verschiedenen Arbeitsverfahren und eine richtige Vorstellung der größeren Zusammenhänge in einem Werke vermitteln soll.

Der Fachschulingenieur muß vor Beginn seines Studiums eine zweijährige Vorpraxis ableisten. Sie zerfällt in die je ein Jahr währende Grundpraxis und Fachpraxis. Der Hoch-



Bild: Presse-Illustrationen Hoffmann

Aus der Arbeit einer flugtechnischen Fachgruppe: Entwicklung einer neuen, gewichtsparenden Rippenkonstruktion in Holz

Übersicht 1. Musterplan für die Vorpraxis der Hochschüler

Grundpraxis	Wochen	Fachpraxis: Luftfahrzeugbau	Wochen	Fachpraxis: Luftfahrttriebwerke	Wochen	Fachpraxis: Luftfahrzeugführung	Wochen
Schlosserei und Dreherei	8	Leichtmetallbaulehrgang	3	Dreherei, Fräserei, Automaten-Abteilung	6	Versuchswerkstatt (Einzelfertigung)	8
Schmiede, Härterei, Schweißerei	4	Blechbearbeitung	4	Schlosserei	3	Optik	6
Hobelei, Fräserei, Schleiferei	4	Oberflächenbehandlung	1	Vorrichtungs- und Werkzeugbau	4	Montage (Zusammenbau)	6
Werkzeugbau	4	Vorrichtungsbau	2	Montage	7	Serienfertigung	2
Anreißplatte	1	Metallbau	6	Prüfstand	2	Justieren	2
Gießerei, Formerei, Modelltischlerei	5	Montage	4	Werkstoffprüfung	3	Feinmeßraum	1
		Werkstoffprüfung	2	Kontrolle	1	Kontrolle	1
		Kontrolle	1				
		Instandsetzung	3				

schulingenieur muß vor Beginn des Studiums mindestens ein halbes Jahr, die Grundpraxis, ableisten. Das zweite halbe Jahr, die Fachpraxis, soll er nach Ablegung der Vorprüfung absolvieren, wobei ihm gegenwärtig auch die Möglichkeit offen steht, dies in den Semesterferien zu tun. Es liegt jedoch im Interesse einer wirklich gründlichen und nutzbringenden Ausbildung, wenn er auch die Fachpraxis geschlossen, also durch Unterbrechung des Studiums nach Ablegung der Vorprüfung für ein halbes Jahr, ableistet.

Übersicht 1 zeigt an einem Musterbeispiel auf, wie sich die Vorpraxis für einen künftigen Diplomingenieur der Fachrichtungen Luftfahrzeugbau, Luftfahrttriebwerke und Luftfahrzeugführung etwa gestaltet.

Das Studium[2])

Das Studium des Luftfahrtingenieurs dauert, genau wie das der übrigen Ingenieurwissenschaften, für den Fachschulingenieur fünf Halbjahre, für den Hochschulingenieur voraussichtlich ab 1. April 1941 mindestens sieben Halbjahre. An der Ingenieurschule liegt die Abschlußprüfung am Ende des letzten Studiensemesters. Die Diplomprüfung an der Technischen Hochschule kann nicht vor Abschluß des siebenten Semesters begonnen werden.

Während sich das Luftfahrtingenieurstudium an der Ingenieurschule wie an der Technischen Hochschule in der Unterstufe (die ersten drei bzw. vier Semester) nicht wesentlich von dem des allgemeinen Maschinenbaues unterscheidet[3]), stellt die sich daran anschließende Oberstufe (an der Technischen Hochschule nach Ablegung der Vorprüfung) ein ausgesprochenes Fachstudium dar, das sich, wie bereits erwähnt, an der Technischen Hochschule noch in die Studiengebiete des Luftfahrzeugbaues, des Luftfahrttriebwerkes und der Luftfahrzeugführung aufgliedert. Die Lehrgegenstände sind aus den Übersichten 2 und 3 ersichtlich.

Diese besonderen Studienmöglichkeiten sind jedoch nicht an allen Ausbildungsstätten gegeben. Das Reichsministerium für Wissenschaft, Erziehung und Volksbildung hat vielmehr in Gemeinschaft mit dem Reichsluftfahrtministerium folgende Regelung getroffen: An folgenden Ingenieurschulen besteht eine reichsanerkannte Abteilung Leichtbau (= Luftfahrzeugbau): Berlin-Beuth, Bremen[4]), Essen, Eßlingen, Hamburg, Konstanz, Magdeburg, Stettin, Wismar sowie an der siebensemestrigen Staatlichen Akademie für Technik in Chemnitz als Unterabteilung der Fachrichtung Allgemeiner Maschinenbau. Außerdem unterhält das Reichsluftfahrtministerium eine Ingenieurschule für Luftfahrttechnik in Thorn, die die Ausbildung besonders befähigter Nachwuchskräfte aus dem Facharbeiterstand unter Übernahme aller Kosten vermittelt.

Die Technischen Hochschulen gliedern sich in Lehrzentren, an denen alle drei Spezialgebiete (Luftfahrzeugbau, Luftfahrttriebwerke und Luftfahrzeugführung) studiert werden können; das sind Berlin, Braunschweig und München, in Lehrstätten, an denen das ganze Gebiet des Luftfahrzeugbaues studiert werden kann, das sind: Aachen, Danzig, Darmstadt, Stuttgart (hier außerdem noch Luftfahrttriebwerke) und Wien.

An allen übrigen Hochschulen wird in Zukunft die Möglichkeit gegeben werden, sich über die wichtigsten Grundfragen zu unterrichten.

Schließlich bietet die Universität Göttingen durch den Lehrstuhl für angewandte Mechanik in Verbindung mit dem Kaiser-Wilhelm-Institut für Strömungsforschung die Möglichkeit, Physiker speziell für Berufe in der Luftfahrt auszubilden.

Die verschiedenen Wege, die zur Ingenieurschule und zur Technischen Hochschule führen, zeigt Übersicht 4 auf.

Die Werkstudententätigkeit

Immer größer wird der Umfang der Technik im allgemeinen, wie auch in jedem einzelnen Arbeitsgebiet. Die Zeit, die zur Ausbildung zur Verfügung steht, will schon lange nicht mehr reichen und muß überall beschnitten werden. Zwei Gesichtspunkte dürfen dabei nicht vergessen werden: die absolut feste Verwurzelung mit der Praxis und die sichere Ausbildung in den theoretischen Grundlagen.

Die Vorpraxis kann in der zur Verfügung stehenden Zeit nur das Wichtigste bringen. Deshalb ist es von größtem Wert, daß der angehende Ingenieur während seines Studiums so oft wie möglich Gelegenheit nimmt, über den Rahmen der vorgeschriebenen praktischen Tätigkeit hinaus als Werkstudent seine Industrieerfahrungen zu vergrößern. Da soll er dann vor allem in die Laboratorien, in die Konstruktions- und Arbeitsvorbereitungsbüros gehen oder sich über Fragen unterrichten, die gerade ihn besonders interessieren. Das befruchtet seine Studien, erleichtert ihm später seinen Übergang in die Praxis und verkürzt die tote Einarbeitungszeit.

Das Studienförderungswesen

Ausgehend von dem Wunsche, jedem jungen Menschen, unabhängig von seiner finanziellen Lage, die Ausbildung zu vermitteln, die seinen begabungsmäßigen Anlagen und seinen charakterlichen Werten entspricht, stellen das Reichsluftfahrtministerium und die Wirtschaftsgruppe Luftfahrtindustrie laufend erhebliche Förderungsmittel zur Ausbildung zukünftiger Ingenieure, die als solche ihren Berufseinsatz im Bereich der deutschen Luftfahrt bzw. Luftfahrtindustrie finden wollen, zur Verfügung. Diese Studienförderung beschränkt sich also nicht etwa auf Studierende der speziellen Fachrichtung Luftfahrttechnik. Sie erstreckt sich vielmehr auf Studierende aller Ingenieurwissenschaften an den Technischen Hochschulen und Ingenieurschulen sowie der mathematisch-naturwissenschaftlichen Fachrichtungen an den Tech-

[2]) *Siehe auch: „Die akademischen Berufe. Der Luftfahrtingenieur", herausgegeben vom Akademischen Auskunftsamt mit dem Amt für Berufsberatung und Betriebsführung in der Deutschen Arbeitsfront.*

[3]) *Das Studium der Luftfahrttechnik kann daher auch in der Unterstufe an jeder Technischen Hochschule und Ingenieurschule durchgeführt werden.*

[4]) *Wiedereröffnung gegenwärtig in Vorbereitung.*



nischen Hochschulen und Universitäten, soweit ein späterer Berufseinsatz in der Luftfahrt möglich und beabsichtigt ist.

Diese Mittel umfassen Beihilfen zu den Lebenshaltungskosten, zu den Lehrmitteln und zu den Studien- und Prüfgebühren. Sie können auch Vollstipendien sein.

So ist tatsächlich einem jeden begabten und würdigen jungen Menschen, der den Wunsch hat, als Ingenieur oder Wissenschaftler der deutschen Luftfahrt zu dienen, die Möglichkeit hierzu gegeben, gleichgültig, ob ihm die zur Ausbildung erforderlichen finanziellen Mittel von Hause aus zur Verfügung stehen oder nicht.

Die Flugtechnischen Fachgruppen und Arbeitsgemeinschaften

Die starke Anziehungskraft, die der Gedanke des Fliegens von jeher ausgeübt hat, und die außergewöhnlichen Anforderungen, die mit seiner Verwirklichung verbunden sind, haben seit dem Anfang aller Fliegerei ihren stärksten Einfluß auf die Jugend, und zwar gerade auf die studentische Jugend, genommen. So war es nur natürlich, daß an den Ausbildungsstätten, die das wissenschaftliche Rüstzeug für eine Tätigkeit im Luftfahrzeugbau vermitteln, sehr bald die studentische Jugend Arbeitsgemeinschaften bildete, in denen sie sich dem Fliegen voll und ganz verschreiben konnte, damit Raum bietend für ihre Einsatzbereitschaft einerseits, wie für eine zusätzliche und noch vertiefende Ausbildung, den besonderen Anforderungen entsprechend, andererseits.

Heute bestehen studentische Fliegergruppen, die an den Hochschulen Flugtechnische Fachgruppen und an den Ingenieurschulen Flugtechnische Arbeitsgemeinschaften heißen, an folgenden Ausbildungsstätten:

Technische Hochschule Aachen, Berlin, Braunschweig, Danzig, Darmstadt, Graz, Hannover, München, Prag, Stuttgart;

Universität Göttingen;

Übersicht 2. Reichslehrplan für das Studium des Leichtbaues an der Ingenieurschule

Unterstufe

Lehrfach	Semester 1.	2.	3.
Nationalpolitischer Unterricht, Wirtschafts- und Rechtskunde	2	2	2
Mathematik	10	4	4
Physik	4	2	3
Mechanik und Festigkeitslehre	4	8	6
Wärmetechnik			2
Chemie, Stoffkunde, Werkstoffprüfung	6	4	2
Formung	4	4	2
Technisches Zeichnen, Gestaltungslehre, Maschinenteile	8	12	9
Elektrotechnische Grundlagen		2	2
Aerodynamik			3
Flugzeugstatik			3
Wochenstunden:	38	38	38

Oberstufe

Lehrfach	Semester 4.	5.
Nationalpolitischer Unterricht, Wirtschafts- und Rechtskunde	2	2
Elektrotechnik	6	4
Aerodynamik	3	
Flugzeugstatik	3	
Maschinenkunde	5	3
Brennkraftmaschinen	4	8
Wirtschaftliche Fertigung	6	5
Luftfahrzeugbau	4	8
Kraftfahrzeugbau	2	4
Übungen im flugtechnischen Laboratorium	3	4
Wochenstunden:	38	38

Übersicht 3. Rahmenlehrplan für das Studium der Luftfahrttechnik an der Technischen Hochschule

Unterstufe (4 Semester)

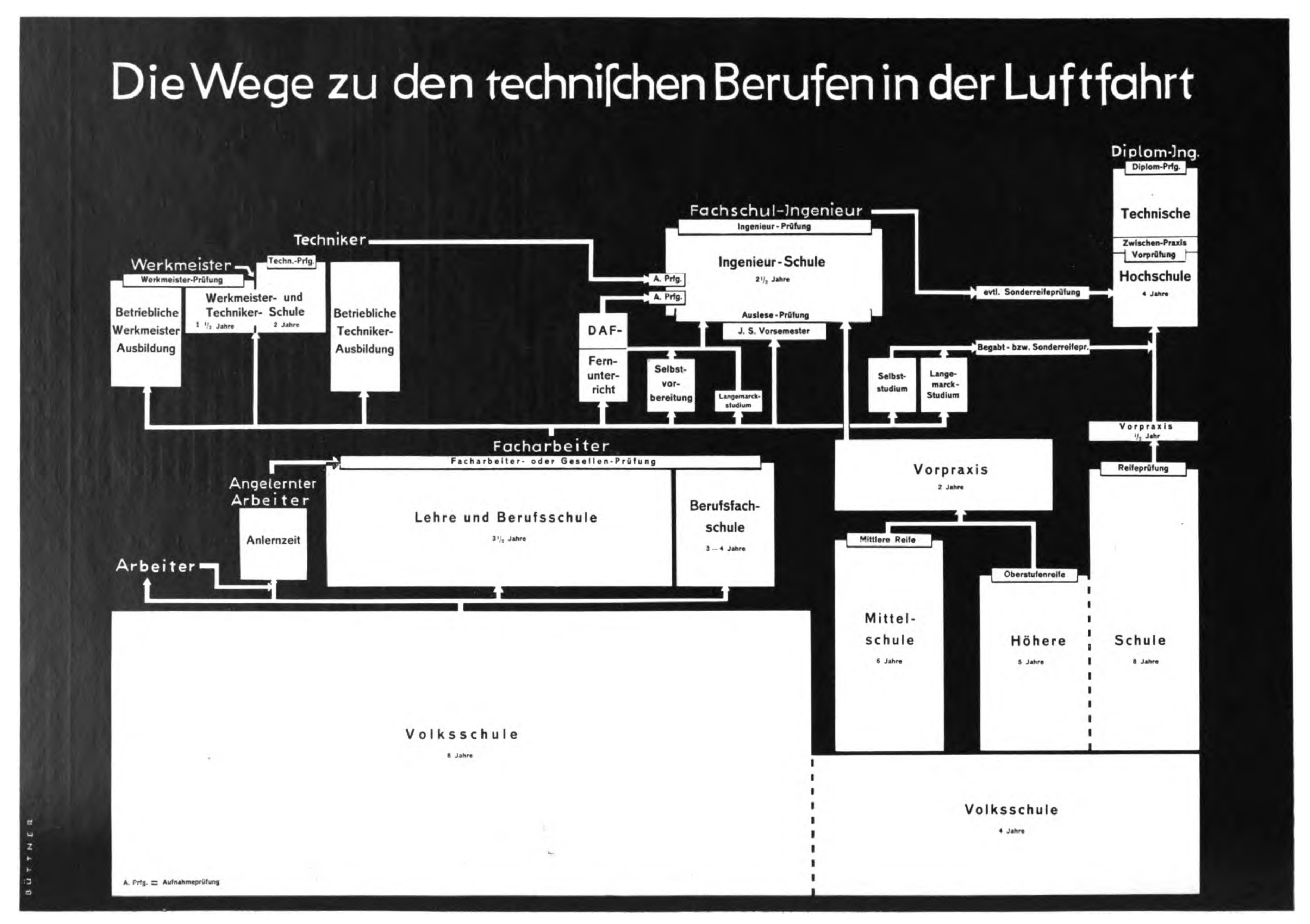
	Vorlesungen	Übungen
Mathematik	10	8
Mechanik	15	7
Darstellende Geometrie	2	2
Physik	6	4
Chemie	4	
Mechanische Technologie [1]	7	7
Wärmelehre I	3	1
Wärmelehre II	3	1
Maschinenzeichnen [2]	2	6
Maschinenelemente [3]	8	12
Grundlagen der Elektrotechnik	4	
Übungen i. elektrot. Laboratorium		4
Maschinenlaboratorium		3
Das sind im Durchschnitt etwa 30 Stunden je Woche	64	55

Oberstufe (3 Semester)

	Luftfahrzeugbau	Luftfahrttriebwerke [4]	Luftfahrzeugführung
Technische Strömungslehre	9	9	9
Bauelemente des Luftfahrzeuges [5]			
Flugzeugstatik und -festigkeit	7		
Luftfahrzeugbau	18	12	12
Höhere Flugmechanik	6		
Luftfahrttriebwerksbau	12	22	12
Maschinendynamik		8	
Strömungsmaschinen		6	
Fabrikationslehre	8	8	8
Feinmechanische Fertigung			4
Werkstoffkunde	2	2	2
Brennstofftechnik		2	
Luftfahrzeugführung	4	4	14
Luftverkehr			2
Luftwaffenwesen			5
Übungen im Laboratorium	14	14	14
Das sind im Durchschnitt etwa 29 Stunden je Woche	86	87	86

[1]) *Werkstoffkunde.* [2]) *Einschl. Einführung in den Maschinenbau.* [3]) *Für Luftfahrzeugbauer sind davon 6 Gesamtwochenstunden Bauelemente des Luftfahrzeugbaues.* [4]) *Flugmotorenbau.* [5]) *Außerdem 6 Gesamtwochenstunden im Rahmen der Maschinenelemente in der Unterstufe.*





Übersicht 4. Die Wege zu den technischen Berufen in der Luftfahrt

Staatliche Akademie für Technik in Chemnitz;
Ingenieurschule Berlin-Beuth, Bremen, Eßlingen, Hamburg, Konstanz, Magdeburg, Stettin, Thorn.

In diesen Fliegergruppen werden Segel- und auch Motorflugzeuge konstruiert, gebaut und geflogen. Jede Gruppe hat ihr eigenes Interessengebiet, auf dem sie über besondere Erfahrungen verfügt.

Der hohe politische Erziehungswert der Flugtechnischen Fachgruppen und Arbeitsgemeinschaften fand seine Anerkennung in einem Abkommen zwischen dem Reichsluftfahrtministerium und der Reichsstudentenführung. Danach bilden die Flugtechnischen Fachgruppen eigene Kameradschaften des Nationalsozialistischen Deutschen Studentenbundes.

Die Ausbildung zum Flugbaumeister

Die Berechtigung zum höheren technischen Staatsdienst in der Luftfahrt wird (analog den anderen Bereichen, z. B. der Ausbildung des Regierungsbaureferendars zum Regierungsbauassessor) durch Ablegung der Staatsprüfung vor einem Prüfungsausschuß für die Reichsprüfung der Flugbaumeister erlangt. Der Staatsprüfung geht ein dreijähriger Ausbildungsdienst als Flugbauführer voran. Ausbildungsdienst und Staatsprüfung sind nach folgenden Fachrichtungen unterteilt:

a) Flugzeugbau,
b) Flugmotorenbau,
c) Flugzeugbewaffnung,
d) Flugzeugausrüstung,
e) Betriebsorganisation.

Mit bestandener Staatsprüfung wird der Titel „Flugbaumeister“ verliehen.

Zum Vorbereitungsdienst und zur Staatsprüfung werden nur Reichsdeutsche arischer Abstammung mit der Diplomprüfung einer reichsdeutschen Technischen Hochschule zugelassen.

Der Ausbildungsdienst dauert drei Jahre. Jeder Flugbauführer ist in einem Sonderfach auszubilden. Bei der Luftfahrtindustrie ist eine mindestens einjährige Tätigkeit vorzusehen. Auch in die Erprobungsstellen der Luftwaffe und in die Forschungsinstitute führt die Ausbildung. Neben der Tätigkeit im Sonderfach ist die Unterweisung auf zwei Gebieten anderer Fachrichtungen (Flugmotorenbau, Flugzeugbewaffnung) auszudehnen. Neben der fachlichen Ausbildung läuft die fliegerische Schulung. Diese soll sich bei ausreichender Begabung und Eignung bis zum „B 2-Schein einfacher Erlaubnis“ erstrecken. Je nach dem erstrebten Berufsziel ist sie auf „Land- und See-C 2-Schein einfacher Erlaubnis“ zu erweitern. Während der Ausbildung bezieht der Flugbauführer einen Unterhaltszuschuß.

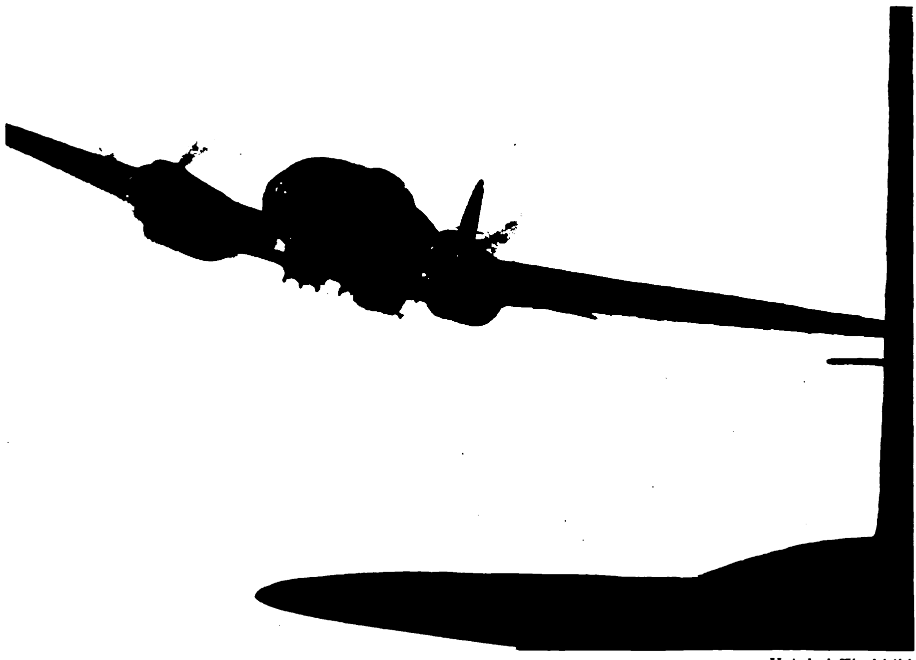
Seit Beginn des gegenwärtigen Krieges ruht die Flugbauführer-Ausbildung.

Die Betreuung des Luftfahrtingenieurnachwuchses

Der in Zukunft noch größer als bisher zu erwartende Unterschied zwischen geforderter Ingenieurarbeit und zur Verfügung stehender Ingenieurkraft kann nur durch gesteigerte Leistung eines jeden einzelnen überbrückt werden. Deshalb besteht die wichtigste Aufgabe einer Ingenieurnachwuchsbetreuung darin, dabei mitzuhelfen, daß für diesen Beruf die richtige Auslese getroffen wird, daß jeder einzelne Ingenieurpraktikant und -student die bestmögliche Ausbildung erhält, gewählt nach Umfang und Richtung seiner Begabung, und daß jeder junge Ingenieur den seinen Fähigkeiten und Neigungen entsprechenden Einsatz findet. Nur so kann in jedem einzelnen Falle die höchstmögliche Leistungsfähigkeit erzielt werden.

Im Bereiche der Luftfahrt besteht in der Abteilung für Ingenieurnachwuchs bei der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof, eine solche zentrale Betreuungs- und Führungsstelle, die dem jungen Ingenieuranwärter von der Praktikantentätigkeit, während des Studiums, bei einem Einsatz als Werkstudent bis zum Übergang in den praktischen Berufseinsatz helfend zur Seite steht. Sie vergibt die Praktikantenstellen für den zweiten Teil der Praxis, die Fachpraxis, in den Werken der deutschen Luftfahrtindustrie, denen sie auch, gemeinsam mit der Reichsstudentenführung, die Werkstudenten zuweist. Sie vergibt die Mittel der Luftfahrt-Studienförderung und leitet die Flugtechnischen Fachgruppen und Arbeitsgemeinschaften, regelt ihre Führung und Verwaltung und lenkt ihre Aufgabenstellung. Desgleichen war sie mit der Leitung der Flugbauführer-Ausbildung beauftragt. Auch die während der Dienstpflicht im Hinblick auf die spätere fachliche Aus- und Weiterbildung etwa auftretenden Fragen hilft sie lösen. Sie gibt auch in Zusammenarbeit mit den etwa noch zuständigen Reichsstellen laufend Merkblätter über die wichtigsten Fragen heraus.

So dienen alle vorstehend aufgeführten Maßnahmen dem einen Ziele, mit möglichst gutem Wirkungsgrad einen möglichst leistungsfähigen Ingenieur für die deutsche Luftfahrt heranzubilden.



So sehen unsere Kampfflieger ihren Rottenkameraden

Heinkel-Werkbild

Meßergebnisse
über Betriebsbeanspruchungen von Flugzeugflügeln

von H. W. KAUL und B. FILZEK

Bericht des Instituts für Flugmechanik der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof

Frühere Forschungsergebnisse der DVL

Die bereits von der DVL veröffentlichten Ergebnisse statistischer Betriebsbeanspruchungsmessungen an Flugzeugflügeln sind in drei Arbeiten zusammengestellt, auf die der Kürze wegen im folgenden laufend Bezug genommen wird, und zwar:

1. *H. W. Kaul:* Die erforderliche Zeit- und Dauerfestigkeit von Flugzeugtragwerken; Jahrbuch 1938 der Deutschen Luftfahrtforschung, Teil I.
2. *H. Freise:* Spitzenwerte und Häufigkeit von Böenbelastungen an Verkehrsflugzeugen; Jahrbuch 1938 der Deutschen Luftfahrtforschung, Teil I.
3. *H. W. Kaul:* Statistische Erhebungen über Betriebsbeanspruchungen von Flugzeugflügeln; Ergänzungsband zum Jahrbuch 1938 der Deutschen Luftfahrtforschung.

Als Kenngröße für die Tragwerksbeanspruchung ist die Beschleunigung im Flugzeugschwerpunkt gewählt (Begründung in Abschnitt II, A der ersten Veröffentlichung).

Gezählt wird bei der Auswertung die Anzahl der Beschleunigungsspitzen, die innerhalb bestimmter gleichgroßer Klassenintervalle Δb der Beschleunigung liegen, unabhängig davon, ob nach dem einzelnen Spitzenwert die Beschleunigung wieder auf den Wert $1\,g$ des unbeschleunigten Waagerechtfluges abklingt oder nicht. Die kleinen Schwingungen, die der Flügel bei Rückkehr in die Ausgangslage nach Auslenkung durch eine Bö ausführt, werden nicht berücksichtigt (vgl. Abb. 1 c der ersten und Abb. 1 der dritten Veröffentlichung). Die Klassenteilung Δb bei der Auswertung wird so klein gewählt, wie es mit Rücksicht auf die vorhandene Meßgenauigkeit noch sinnvoll ist; es ergibt sich dabei etwa

$$\Delta b = 0{,}15\,(n_{sicher} - 1)\,.$$

Die Auftragung der Meßergebnisse erfolgt als Verteilungspolygon oder als Summenkurve (vgl. Abschnitt III, B der ersten und S. 308 der dritten Veröffentlichung). Für den Vergleich von Meßergebnissen an verschiedenen Flugzeugmustern erwies es sich dabei als zweckmäßig, die relativen Häufigkeiten, d. h. den Bruchteil der Gesamtzahl der Meßwerte, der in die einzelne Beanspruchungsklasse fällt, über der Beanspruchung, gemessen in Bruchteilen der sicheren Böenzusatzlast $(n_{sicher} - 1)$, aufzutragen (vgl. Abschnitt III, A und B der ersten Veröffentlichung).

Das „sichere Lastvielfache“ n_{sicher} für den Böenfall wird bei diesen Betrachtungen vorteilhaft gemäß der bei den Messungen eingehaltenen Reisegeschwindigkeit v_{Reise} festgelegt und nicht, wie sonst nach den Bauvorschriften für Flugzeuge üblich, entsprechend der höchsten Waagerechtgeschwindigkeit v_h. Es ist dann also:

$$n_{sicher} - 1 = q\,\frac{F_{Tr}}{G}\cdot\frac{v_b}{v_{Reise}}\cdot\frac{d\,c_{a_{Tr}}}{d\,\alpha}\cdot\eta$$

($v_b = \pm\,10$ m/s, η vgl. Ziffer 1142 der BVF).

Die Verteilungspolygone der relativen Häufigkeiten unterscheiden sich unter diesen Voraussetzungen in ihrer Form in mäßigen Grenzen (Abb. 1, vgl. auch Abb. 7 a der ersten Veröffentlichung). Will man also eine Unterlage für Festigkeitsversuche bei häufig wiederholter Beanspruchung geben, so kann man entweder eine Mittelwertbildung durch den durch Messungen belegten Erfahrungsbereich willkürlich vornehmen, oder eine Einheitsverteilung so festlegen, daß sie den Erfahrungsbereich außen einhüllt. Der letzte Weg ist in früheren Veröffentlichungen vorgeschlagen worden (Abb. 1: Einheitsverteilung). Die so festgelegte Einheitsverteilung hat insofern zur Kritik Anlaß gegeben, als im Bereich hoher Beanspruchungen, innerhalb dessen — besonders bei Messungen von kurzer Gesamtdauer — nur eine geringe Zahl von Meßwerten liegt, die Streuung sehr groß ist. Infolgedessen liegt in diesem Bereich die früher vorgeschlagene Einheitsverteilung erheblich weiter oberhalb der im Durchschnitt zu erwartenden Belastungshäufigkeiten als im Bereich niedriger und mittlerer Beanspruchungen.

Eine dem durchschnittlichen Beanspruchungsverlauf näher kommende Mittelwertbildung kann auf zwei Arten erreicht werden:

1. Die in der ersten Veröffentlichung beschriebenen systematischen Böenbeanspruchungsmessungen werden erweitert auf eine ausreichend große Anzahl von Flügen mit verschiedenen Flugzeugmustern bei verschiedener

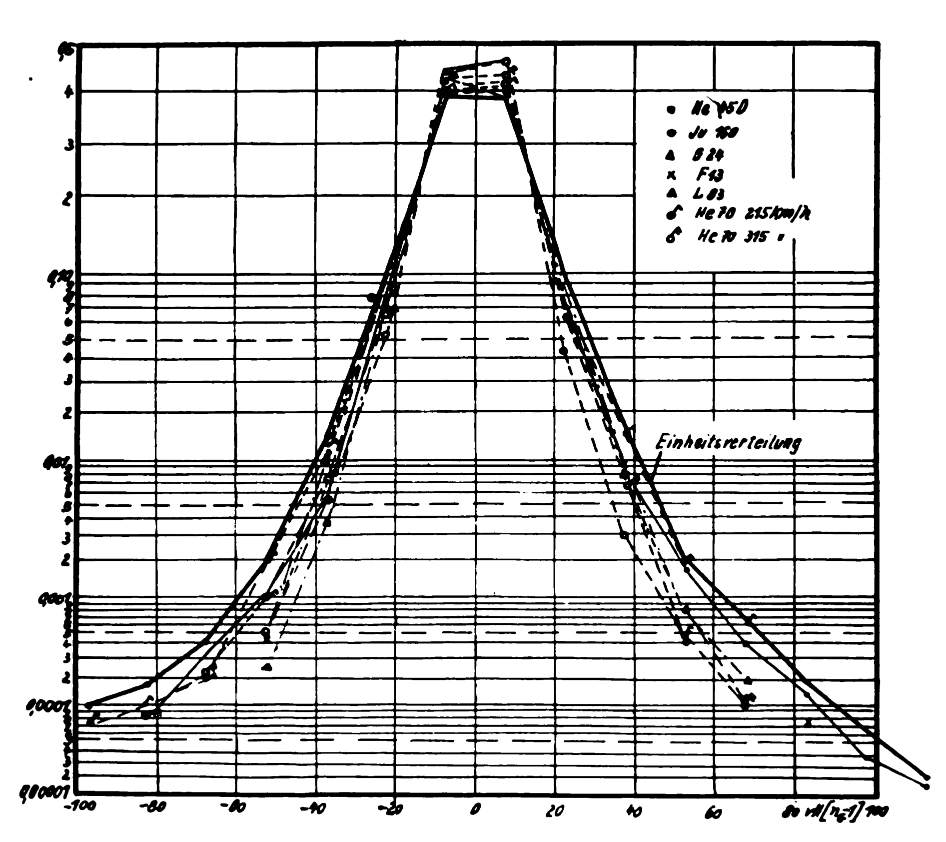


Abb. 1. Verteilungspolygone der relativen Häufigkeiten von 6 verschiedenen Flugzeugmustern über $(n_G - 1)$ aufgetragen

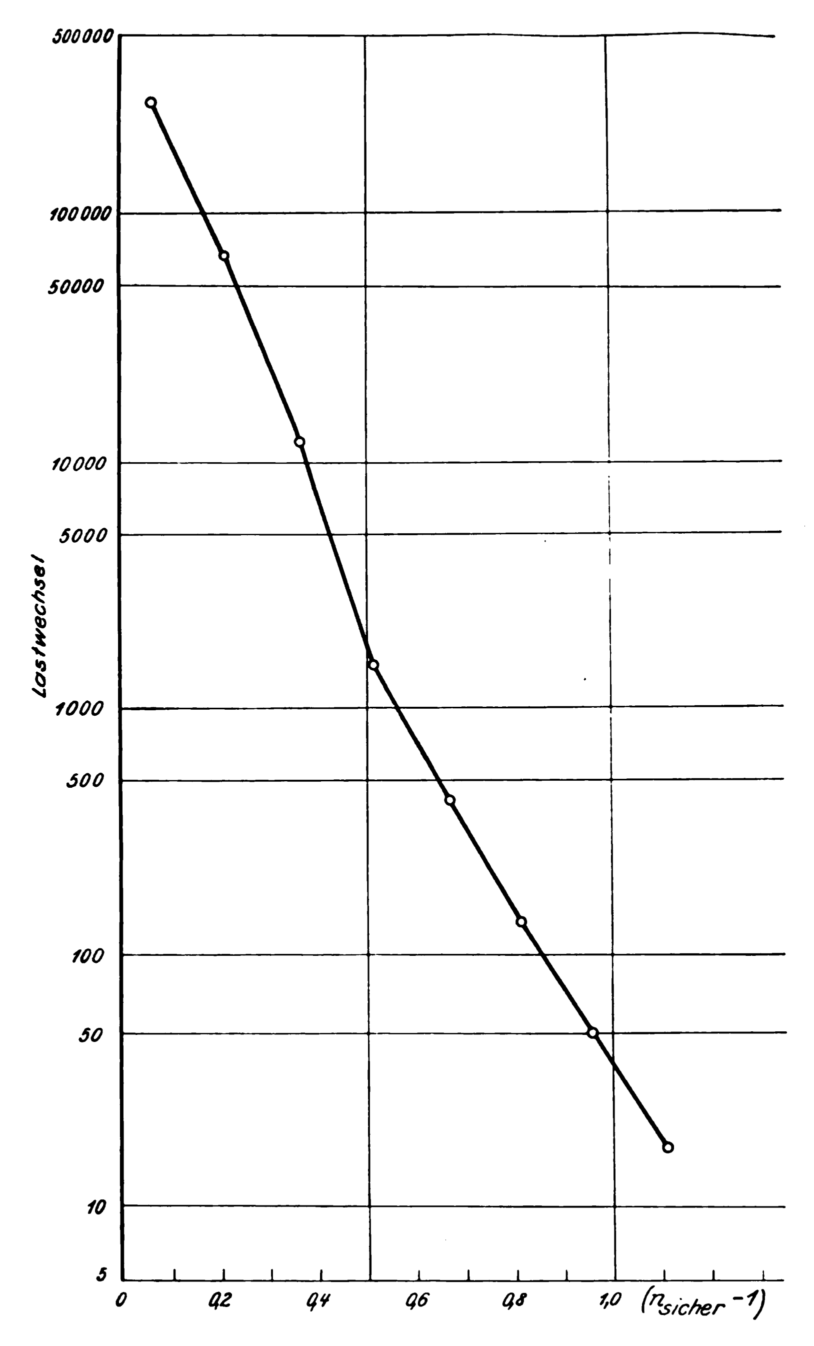


Abb. 2. Lastwechselzahlen H für eine Gesamtflugstrecke von 35 000 km bei Flugzeugen der Beanspruchungsgruppen 2 und 3, ermittelt aus der Einheitsverteilung nach Abb. 1

Böigkeit und in verschiedenen Flughöhen, um aus den so gewonnenen Meßunterlagen zuverlässige Mittelwerte für verschiedenartige Betriebsbedingungen bilden zu können. Neben der Kenntnis der Häufigkeit des Auftretens der verschiedenen Böigkeitsstärken in verschiedenen Flughöhen im Jahresdurchschnitt ist hierzu auch noch eine Angabe darüber notwendig, wieviel Prozent seiner Gesamtlebensdauer ein Flugzeug bei einem bestimmten Verwendungszweck im Durchschnitt in den verschiedenen Höhenbereichen fliegen wird. Dieser Weg, zu brauchbaren Mittelwerten für die Betriebsbeanspruchungen zu kommen, ist also sehr umständlich.

2. Es werden bei bekanntem Verwendungszweck (z. B. Luftverkehr, Kunstflug usw.) Betriebsbeanspruchungsmessungen über genügend lange Zeiträume im praktischen Einsatz der Flugzeuge durchgeführt. Hierbei erfolgen die erforderlichen Mittelwertbildungen während der Messung selbsttätig. Über einige Meßreihen dieser Art ist in der zweiten Veröffentlichung berichtet worden; weitere Ergebnisse werden im folgenden wiedergegeben.

Neben der Form der Verteilungskurve der Beanspruchungshäufigkeiten ist für die Bestimmung der Gesamtzahl der beim Festigkeitsversuch aufzubringenden Lastwechsel für eine bestimmte Betriebsdauer eines Flugzeuges von bekannter Geschwindigkeit noch die Kenntnis der durchschnittlich in der Zeiteinheit auf das Flugzeug treffenden Böenstöße, also der Böenfrequenz ν, notwendig. Die Belastungshäufigkeit H_i in der einzelnen Beanspruchungsklasse i ergibt sich dann aus der relativen Häufigkeit h_i (s. o.), der Böenfrequenz ν und der Betriebsdauer T:

$$H_i = h_i \cdot \nu \cdot T\,.$$

Für die besonders böige bodennahe Schicht der Atmosphäre (Höhenbereich 0 bis 600 m) sind in der ersten und dritten Veröffentlichung Richtwerte für die Böenfrequenz ν mitgeteilt. Die Böenfrequenz ist unter sonst gleichen Bedingungen der Fluggeschwindigkeit proportional. Um zu einer Bestimmungsgröße zu kommen, die von dem einzelnen Flugzeugmuster und seiner Reisegeschwindigkeit unabhängig ist, haben *Teichmann* und *Gaßner* (DVL) vorgeschlagen, die Böenzahl nicht auf die Zeiteinheit, sondern auf die Einheit der Flugstrecke (also z. B. Böenzahl Z je Flugkilometer) zu beziehen. Dann werden also die Belastungshäufigkeiten H_i für die während der Lebensdauer eines Flugzeugstückes erwartete Gesamtflugstrecke S anstatt für die erwartete Gesamtflugstundendauer berechnet:

$$H_i = h_i \cdot Z \cdot S\,.$$

Belastungsversuche bei häufig wiederholter Beanspruchung, die die Beanspruchungen des Flugbetriebes annähern sollen, werden bisher im allgemeinen in der Weise durchgeführt, daß beim Versuch einer statischen Vorlast entsprechend der ruhenden Beanspruchung im unbeschleunigten Waagerechtflug nacheinander Gruppen von Wechsellasten verschiedener Höhe und Anzahl entsprechend den Ergebnissen von Betriebsbeanspruchungsmessungen überlagert werden. Dieses Verfahren liegt deshalb nahe, weil die gemessenen Verteilungen von Betriebsbeanspruchungen sich angenähert symmetrisch zur statischen Grundlaste ergeben haben (vgl. Abb. 1). Es ist daher vorbehaltlich späterer Verfeinerungen in der ersten Veröffentlichung (Abschnitt III, B) vorgeschlagen worden, je zwei entgegengesetzt gleiche Beanspruchungswerte, die im Gesamtkollektiv enthalten sind, zu einem Lastwechsel zusammenzufassen, unabhängig davon, daß diese beiden Beanspruchungen in Wirklichkeit nicht unmittelbar hintereinander auftreten. Auf diese Weise ergeben sich für Flugzeuge der Beanspruchungsgruppen 2 und 3 der BVF (nicht kunstflugtaugliche Flugzeuge) aus der Einheitsverteilung nach Abb. 1 für eine Fluggeschwindigkeit $v = 350$ km/h Lastwechselzahlen für 100 Betriebsstunden, wie sie in Abb. 2 wiedergegeben sind. Diese Werte sind

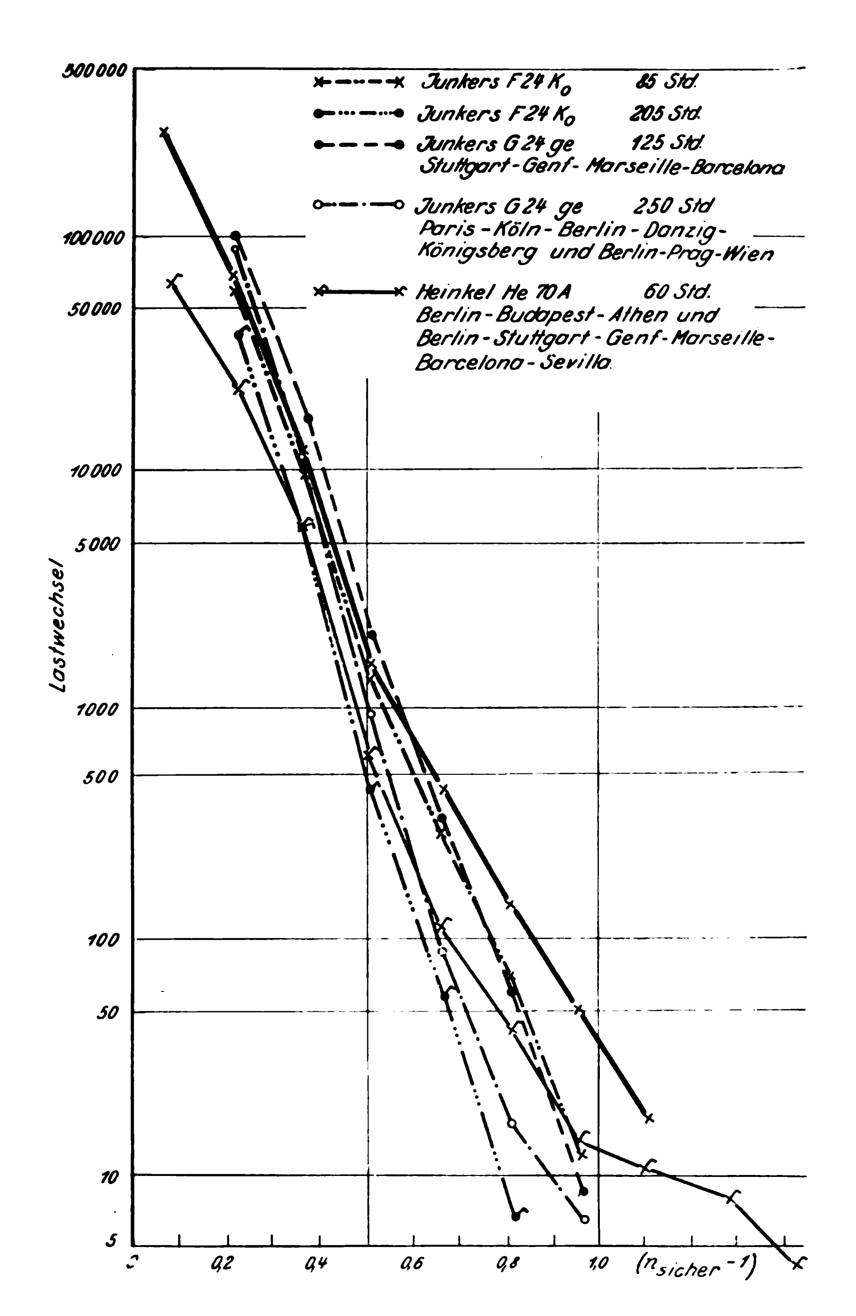


Abb. 3a (oben). Vergleich der Meßergebnisse im Betrieb der Deutschen Lufthansa A. G. mit dem Ergebnis der systematischen Flugmessungen. (Aufgetragen sind die Lastwechselzahlen für je 100 Betriebsstunden, entsprechend 35000 km Flugstrecke)

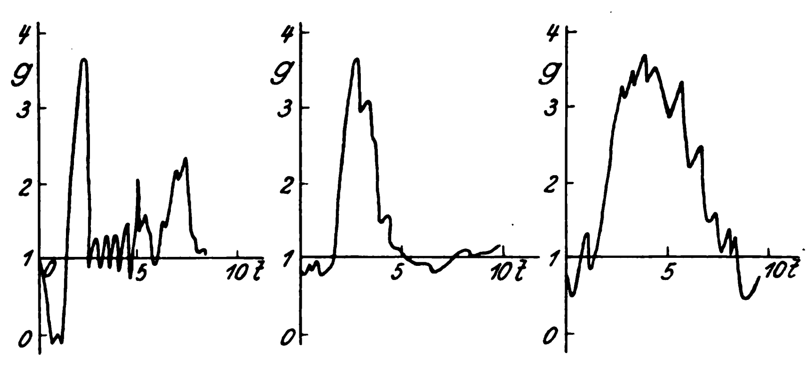


Abb. 3 b (rechts). Max. Böenbeanspruchungen, gemessen an der Heinkel He 70 im DLH-Betrieb auf der Strecke Stuttgart–Marseille

Meßergebnisse im Luftverkehr der Deutschen Lufthansa

Wie sich diese oberen Grenzwerte zu Werten verhalten, die im planmäßigen Luftverkehr der Deutschen Lufthansa A.-G. an älteren deutschen Verkehrsflugzeugmustern erhalten wurden, ist in Abb. 5 der dritten Veröffentlichung gezeigt. Da für das Flugzeugmuster Heinkel He 70 inzwischen weitere Auswertungen durchgeführt wurden, die das seinerzeit aus einer Messung über 32 Betriebsstunden gewonnene Ergebnis abwandeln, ist diese Gegenüberstellung in Abb. 3 a noch einmal wiederholt. Es zeigt sich, daß das Muster He 70 sich jetzt dem Erfahrungsbereich der anderen Flugzeuge besser einfügt. Gleichzeitig hat sich allerdings die Variationsbreite wesentlich vergrößert, da auf der Strecke Genf—Marseille im Rhône-Tal einige sehr hohe Beanspruchungen aufgetreten sind. Die drei Höchstbeschleunigungen sind in Abb. 3 b dargestellt. Sie liegen etwas oberhalb des nach den BVF erforderlichen sicheren Böenlastvielfachen des Musters (bezogen auf die höchste Waagerechtgeschwindigkeit v_h, während die Werte n_{sicher} in Abb. 3 a verabredungsgemäß auf die bei den vermessenen Flügen vorhandene mittlere Reisegeschwindigkeit $v_{Reise} = 310$ km/h bezogen sind): das tatsächlich vorhandene sichere Lastvielfache des Musters He 70 liegt noch etwas über den gemessenen Höchstlastvielfachen.

In Anlehnung an diese Ergebnisse wurde vom erstgenannten Verfasser vor einiger Zeit für Flugzeuge des öffentlichen Luftverkehrs als Unterlage für Festigkeitsversuche eine Verteilungskurve der Betriebsbeanspruchungen vorgeschlagen, wie sie in Abb. 4 für eine Gesamtflugstrecke von 35 000 km dargestellt ist. Zum Vergleich mit diesen Richtwerten sind in Abb. 4 Ergebnisse neuerer Messungen an zwei Flugzeugmustern eingetragen, die ebenfalls durch das freundliche Entgegenkommen der Deutschen Lufthansa A.-G. in Flug-

obere Grenzwerte entsprechend einem dauernden Einsatz eines Flugzeuges in der bodennahen Luftschicht (0 bis 600 m), wobei auch noch für die relativen Häufigkeiten h_i und die Böenfrequenz ν die oberen Grenzen des bisherigen Erfahrungsbereichs eingesetzt sind. An Stelle der Angabe für „100 Betriebsstunden bei einer Geschwindigkeit von 350 km/h" kann auch die Angabe „für eine Gesamtflugstrecke von 35 000 km" treten (s. o.).

zeugen ihres planmäßigen Verkehrs ausgeführt werden konnten. Es handelt sich dabei um Messungen an einem Stück des Zweischwimmer-Postflugzeuges Blohm & Voß Ha 139 B auf der Strecke Horta (Azoren)—New York und zurück über eine Gesamtflugzeit von 92 Stunden und an einem Stück des Großverkehrsflugzeuges Focke-Wulf FW 200 (Condor) auf der Strecke Wien—Budapest—Belgrad und zurück über eine Gesamtflugzeit von 250 Stunden.

Die Ergebnisse beider Meßreihen liegen unterhalb derer des Vorschlages für Verkehrsflugzeuge in Abb. 4, der sich an die in Abb. 3 wiedergegebenen Ergebnisse anschloß. Für den Überseeflugverkehr entspricht dies der Erfahrung, daß trotz der über dem Nordatlantik mehrfach angetroffenen heftigen Schlechtwettergebiete infolge der strahlungsmäßig gleichförmigen Oberfläche des Meeres die durchschnittliche Gesamtböenhäufigkeit auch in den häufig gewählten niedrigen Flughöhen geringer ist als beim Überlandflugverkehr unter ähnlichen Bedingungen. Für neuzeitliche Landverkehrsflugzeuge wie das Muster FW 200 war von den Flugkapitänen der Deutschen Lufthansa A.-G. schon vor Beginn der Messungen die Erwartung ausgesprochen worden, daß die Beanspruchungshäufigkeiten ebenfalls allgemein niedriger liegen würden als bei den in Abb. 3 behandelten älteren Verkehrsflugzeugmustern; denn die größere Leistungsreserve gestattet es dem Flugzeugführer im Gegensatz zu früherer Zeit, mit Rücksicht auf seine Fluggäste weitgehend solche Höhenbereiche auszuwählen, in denen nicht gerade besonders starke Böigkeit herrscht, ohne deshalb die flugplanmäßigen Flugzeiten zu überschreiten. Außerdem hat sich diese Rücksicht auf den Fluggast mit der Erweiterung des Luftverkehrs auf einen großen Kreis nicht luftgewohnter Personen auch stärker eingebürgert.

Daß die vermessenen Gesamtzeiten zu einer zuverlässigen Mittelwertbildung lang genug waren, zeigt in Abb. 4 die dünn gezeichnete Verteilung für das Muster FW 200, die nach einer Meßzeit von 140 Flugstunden aufgestellt war und sich von dem Abschlußergebnis, das aus einer Gesamtdauer von 250 Stunden gewonnen ist, nur unwesentlich unterscheidet. Alle Meßergebnisse sind einheitlich auf eine Gesamtflugstrecke von 35 000 km umgerechnet.

Einige weitere Messungen im Kunstflug

Zum Schluß sollen noch einige neue Ergebnisse von Betriebsbeanspruchungsmessungen im Kunstflug am Muster Bücker Bü 133 („Jungmeister") mitgeteilt werden. Die in Abschnitt IV der ersten Veröffentlichung wiedergegebenen früheren Ergebnisse sind zum Vergleich in Abb. 5 wiederholt, in der die relativen Häufigkeiten gemessener Beschleunigungen b in Abhängigkeit vom Lastvielfachen $n = \frac{b}{g}$ aufgetragen sind. Die mittelnden Geraden dieser Ergebnisse sind in die Abb. 6 übertragen, in der die Ergebnisse am Bücker „Jungmeister" gezeigt sind.

Im Bereich der positiven Lastvielfachen werden die Ergebnisse am Bücker „Jungmeister" durch die Mittelwertsgerade aus Abb. 5 ebenfalls gut gemittelt. Zu beachten ist aber, daß die Variationsbreite der Verteilung sich bis zu wesentlich höheren Lastvielfachen erstreckt als bei den früheren Messungen. Es werden Werte bis zu $n \approx 8$ erreicht, die nennenswert über dem durch die BVF für das Muster vorgeschriebenen Wert $n = 6$ liegen. Diese hohen Beschleunigungen treten bei Flugfiguren auf, die gerissene Mehrfachrollen enthalten.

Im Bereich der negativen Lastvielfachen, die zu negativen Auftriebsbeiwerten gehören, entspricht die Variationsbreite etwa dem früheren Erfahrungsbereich. Dafür liegen die Beanspruchungshäufigkeiten hier höher als bei den früher veröffentlichten Meßergebnissen. Bei der in der ersten Veröffentlichung vorgeschlagenen Einheitsverteilung für Kunstflugbeanspruchungen war aus Vereinfachungsgründen eine symmetrische Verteilung gewählt worden, bei der der positive Ast der gemessenen Verteilung an der $n = 1$-Linie gespiegelt wurde. Die strichpunktierte Linie in Abb. 6 zeigt diese im Bereich der negativen Lastvielfachen willkürlich festgelegte gespiegelte Linie. Man erkennt, daß durch sie auch die neuen Meßergebnisse am Bücker „Jungmeister" noch gut gemittelt werden, so daß eine Änderung nicht erforderlich ist. Die größere relative Häufigkeit negativer Beschleunigungen ist vor allem durch „gestoßene" Rollen (Gegenteil von „gerissenen" Rollen) bedingt, die in das frühere Flugprogramm noch nicht aufgenommen waren.

Abb. 4. Vergleich neuerer Meßergebnisse im Betrieb der Deutschen Lufthansa A. G. mit den systematischen Flugmessungen. (Aufgetragen sind die Lastwechselzahlen für je 100 Betriebsstunden, entsprechend 35 000 km Flugstrecke)

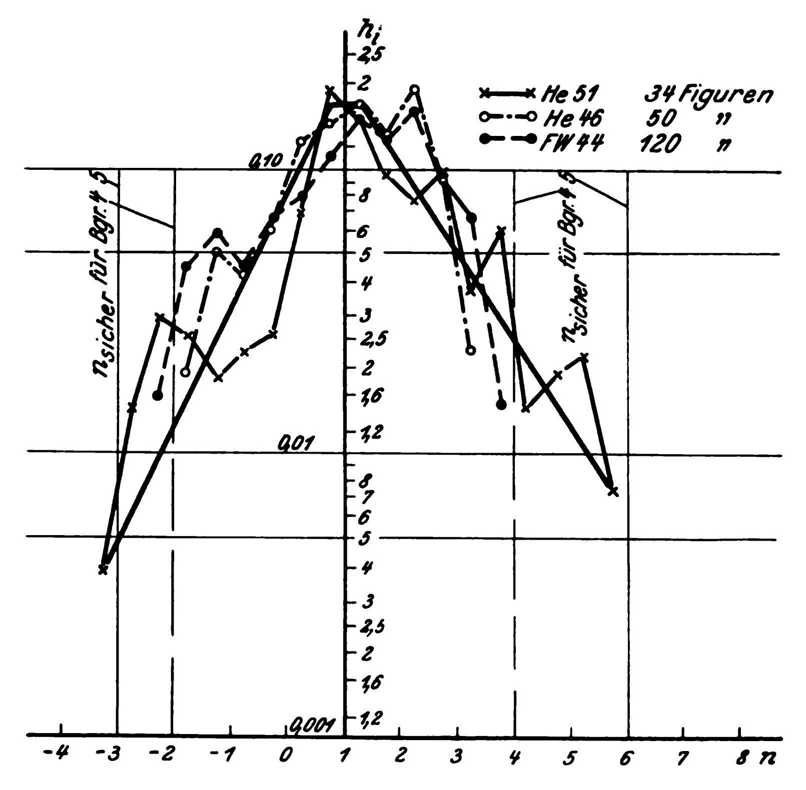
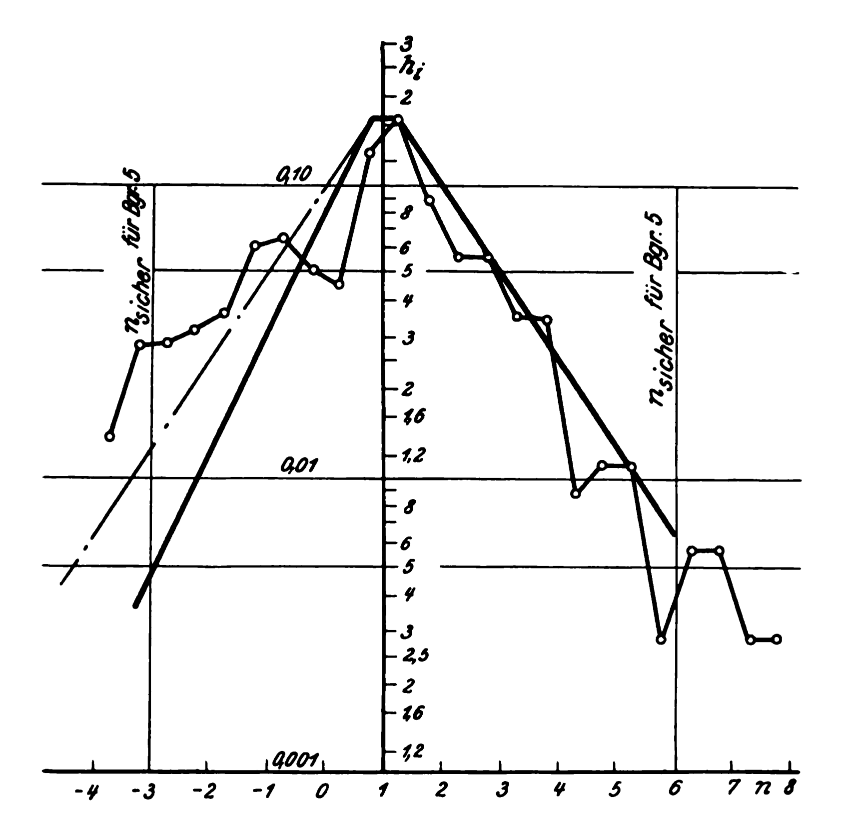


Abb. 5. Verteilungspolygon der relativen Häufigkeiten von Kunstflugbeanspruchungen für 3 verschiedene Flugzeugmuster



Neben der Form der Verteilung der relativen Häufigkeiten ist noch die Gesamtbeanspruchungshäufigkeit ν_k je Flugstunde von Interesse. (Bei den Kunstflugmessungen hätte das Beziehen der Werte auf eine Gesamtflugstrecke keinen Sinn.) In der gemessenen Gesamtflugzeit von 45 Minuten wurden insgesamt $N = 350$ Beschleunigungsspitzen gezählt. Da je zwei entgegengesetzt gleiche Beschleunigungsspitzen nach der oben getroffenen Vereinbarung zu einem Lastwechsel zusammengefaßt werden sollen, entspricht das einer Gesamtlastwechselfrequenz

$$\nu_k = \frac{350}{0{,}75 \cdot 2} = 230 \text{ je Flugstunde.}$$

Dieser Wert ist als Mittelwert über die Gesamtlebensdauer eines Flugzeuges sicher zu hoch. In der ersten Veröffentlichung war ein Mittelwert $\nu_k = 75$ pro Flugstunde vorgeschlagen worden, der auf Grund der bei den früheren DVL-Messungen erzielten Ergebnisse geschätzt war. Dieser Wert dürfte im allgemeinen ausreichend sein, da beim Bücker „Jungmeister" die Figuren mit ungewöhnlich kurzen Pausen aufeinander folgten.

Zusammenfassung

Es werden die Ergebnisse einiger weiterer Betriebsbeanspruchungsmessungen im Luftverkehr der Deutschen Lufthansa A.-G. sowie beim Kunstflug mitgeteilt. Die Belastungshäufigkeiten in den einzelnen Beanspruchungsklassen liegen bei den beiden neu vermessenen Verkehrsflugzeugen Blohm & Voß Ha 139 B und Focke-Wulf FW 200 („Condor") bemerkenswert niedriger als bei früheren Messungen an älteren Verkehrsflugzeugmustern. Die Gründe hierfür werden besprochen. Die relativen Lasthäufigkeiten im Kunstflug beim Muster Bücker „Jungmeister" werden durch die in früheren Veröffentlichungen vorgeschlagene Einheitsverteilung für Kunstflugbeanspruchungen ebenfalls ungefähr gedeckt. Die absoluten Gesamthäufigkeiten ν_k je Flugstunde liegen wegen sehr kurzer Pausen zwischen den einzelnen Kunstflugfiguren höher als bei früheren Messungen.

Die positiven Höchstlastvielfachen im Kunstflug und bei neu ausgewerteten Böenbeanspruchungsmessungen am Muster He 70 überschreiten in einigen Fällen die durch die Bauvorschriften für Flugzeuge (BVF) geforderten sicheren Lastvielfachen.

Abb. 6. Verteilungspolygon der relativen Häufigkeiten von Kunstflugbeanspruchungen am Flugzeugmuster Bücker Bü 133 für eine Kunstflugzeit von 45 min

Der Führer am 10. Dezember 1940 in seiner Rede vor den Rüstungsarbeitern:

„Wenn schon in diesem Kriege die Signale so gestellt sind, daß hier Gold gegen Arbeit, Kapital gegen Völker und Reaktion gegen den Fortschritt der Menschheit kämpfen, dann werden die Arbeit, die Völker und dann wird der Fortschritt siegen."

Federbeine für Flugzeuge[1)]

Zur Abfederung von Flugzeugen bei Start und Landung dienen allgemein Fahrwerke, deren Federungsglieder als sogenannte Federbeine ausgebildet sind. Die wichtigsten Anforderungen an Federbeine sind außer kleinem Gewicht und Raumbedarf: Große Arbeitsaufnahme und Dämpfung bei kleinen Höchstkräften, weiche Federung beim Rollen, Betriebssicherheit und einfache Wartung. Federbeine, die allen diesen Anforderungen in gleicher Weise entsprechen, sind in Anbetracht der unterschiedlichen Voraussetzungen von der Flugzeugseite her kaum zu verwirklichen. Daher sind verschiedene Federbeinbauarten gebräuchlich.

Eine Stahlfeder ergibt beim Zusammendrücken für den Idealfall ein Arbeitsschaubild mit gerader Kennlinie, d. h. die Federkraft ist proportional dem Federweg. Eine Luftfeder (Druckluft) ergibt als Kennlinie eine Polytrope. Praktisch erfolgen bei jeder Feder Hin- und Rückgang nicht rein elastisch, sondern unter Leistung einer gewissen Dämpfungsarbeit infolge innerer und äußerer Reibung. Für Flugzeugfederbeine ist, da die Landeenergie vernichtet werden soll, eine große Dämpfungsarbeit erwünscht. Dies kann erreicht werden durch künstliche Vergrößerung der Reibung; man erhält dann eine federwegproportionale Dämpfung (Dämpfung = Dämpfungsarbeit / Arbeitsaufnahme in %). Eine andere Möglichkeit besteht in der Erzeugung von Dämpfungskräften durch einen gedrosselten Flüssigkeitsstrom. Bei dieser Drosseldämpfung sind die Dämpfungskräfte von der Stoßgeschwindigkeit abhängig, so daß sich die Energieaufnahme der Federung selbständig der Größe des Landestoßes anpaßt; zugleich lassen sich höhere Völligkeitsgrade erreichen (Völligkeitsgrad = Arbeitsaufnahme / Höchstkraft × Größtfederweg in %).

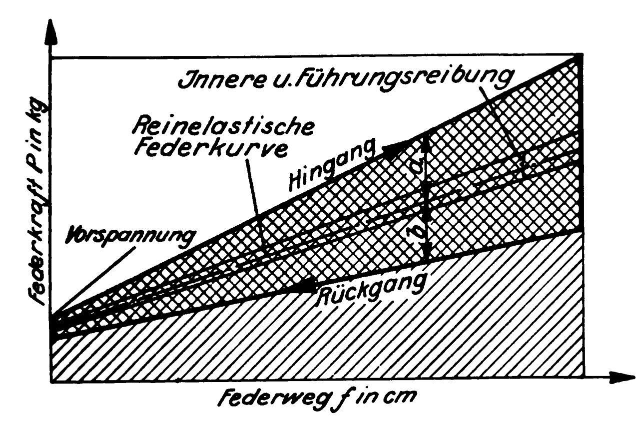


Abb. 1. Theoretisches Arbeitsdiagramm eines „Elektron"-Stahlschraubenfederbeines mit Reibungsdämpfung

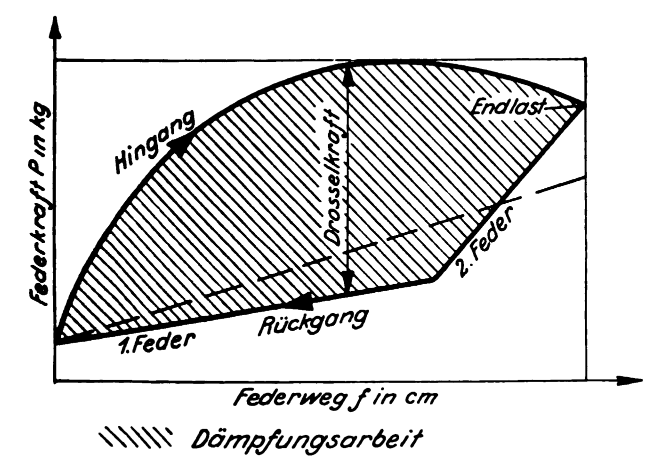


Abb. 2. Theoretisches Arbeitsdiagramm einer „Elektron"-Knickfeder mit Drosseldämpfung

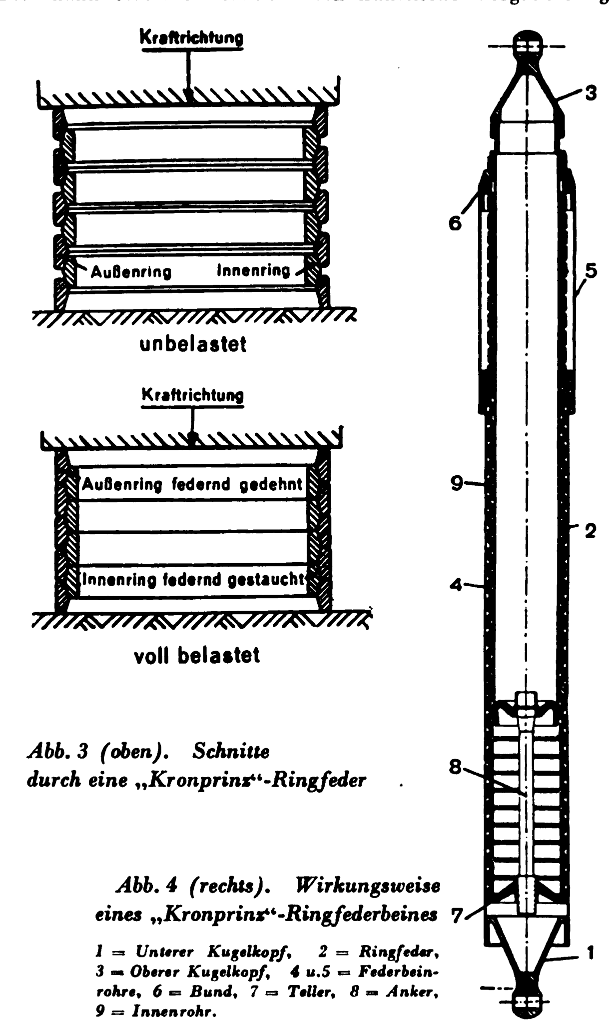


Abb. 3 (oben). Schnitte durch eine „Kronprinz"-Ringfeder

Abb. 4 (rechts). Wirkungsweise eines „Kronprinz"-Ringfederbeines

1 = Unterer Kugelkopf, 2 = Ringfeder, 3 = Oberer Kugelkopf, 4 u. 5 = Federbeinrohre, 6 = Bund, 7 = Teller, 8 = Anker, 9 = Innenrohr.

Gebräuchliche Federbeinbauarten:

Ringfederbeine enthalten in teleskopartig ineinander gleitenden Rohren eine Federsäule aus einzelnen Außen- und Innenringen (Stahl), die mit konischen Flächen ineinandersitzen. Bei Belastung werden die Innenringe federnd gestaucht und die Außenringe gedehnt; es findet also eine Beanspruchung des Werkstoffes auf Zug und Druck statt. Die Reibung beim Aufeinandergleiten der konischen Ringflächen und damit die Dämpfungsarbeit ist sehr hoch, so daß sich eine Zusatzeinrichtung zum Erreichen guter Dämpfung erübrigt. Ringfederbeine sind vollkommen wartungsfrei und sehr unempfindlich gegen Beschädigungen. — Ringfederbeine werden, wenn eine hohe Arbeitsaufnahme

[1)] *Nach Mitteilungen der Elektron-Co. m. b. H., Stuttgart, und der „Kronprinz"-A.-G. für Metallindustrie, Solingen-Ohligs.*

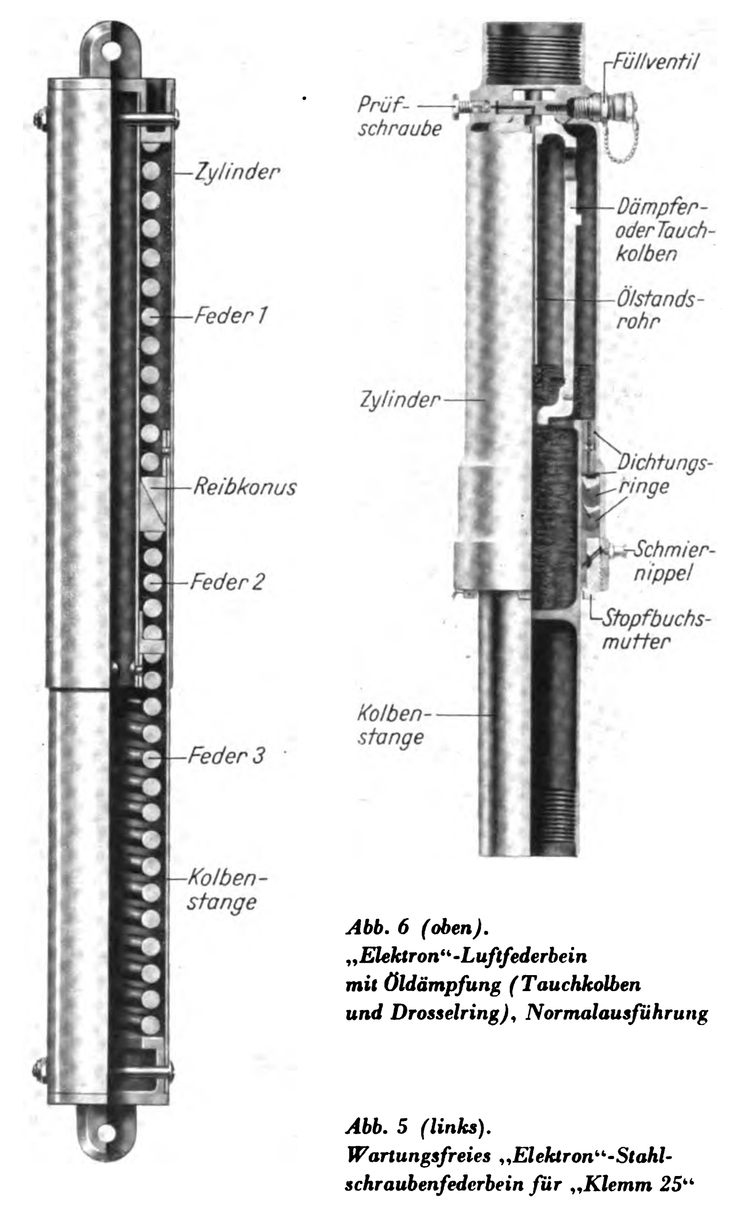


Abb. 6 (oben). „Elektron"-Luftfederbein mit Öldämpfung (Tauchkolben und Drosselring), Normalausführung

Abb. 5 (links). Wartungsfreies „Elektron"-Stahlschraubenfederbein für „Klemm 25"

bei bestimmtem Federweg verlangt wird, auch mit zusätzlicher Öldämpfung (Drosseldämpfung) ausgeführt.

Stahlreibfederbeine enthalten eine oder mehrere hintereinander geschaltete Schraubenfedern aus Stahl. Die Dämpfungsarbeit wird durch ein Reibelement geleistet, das auf der Innenwand eines der Federbeinrohre gleitet. Stahlreibfederbeine sind wartungsfrei.

Stahlreibfederbeine mit Ringraumdämpfung weisen eine zusätzliche Dämpfung auf. Der zwischen Federbeinzylinder und Kolbenstange vorhandene Ringraum wird bei dieser Bauart zur Unterbringung einer Dämpfungsflüssigkeit (Öl) ausgenutzt, die beim Ein- oder Ausfedern durch einen Drosselring treten muß. Stahlreibfederbeine mit Ringraumdämpfung sind bezüglich ihrer Eigenschaften den Ringfederbeinen etwa gleich, aber billiger in der Herstellung.

Schraubenfederbeine mit Ringraumdämpfung (vgl. Bd 6 N 11 S 292) haben eine Stahlfeder ohne Reibelement; sie erhalten ihre Dämpfung ausschließlich durch die im Ringraum befindliche Dämpfungsflüssigkeit. — Federbeine mit Ringraumdämpfung sind wartungsarm und zeichnen sich durch niedriges Gewicht aus.

Schraubenfederbeine mit Tauchkolbendämpfung werden dadurch gedämpft, daß der Federbeinzylinder einen Tauchkolben mit Rückschlagventil enthält, der beim Einfedern sich in die hohle Kolbenstange hineinschiebt. Die im Federbein enthaltene Dämpfungsflüssigkeit wird dabei in den Ringspalt zwischen Tauchkolben und Kolbenstange gedrückt. Der Rückstoß wird durch Drosselung des rückflutenden Öls in einem Drosselring aufgenommen.

Luftölfederbeine enthalten zum Abfedern Preßluft und zur zusätzlichen Arbeitsaufnahme und Dämpfung Öl. Die Luftfüllung dient zum Abfedern beim Rollen, das Öl in der Hauptsache zum Vernichten der Landeenergie und des Rückstoßes. Diese Federbeine können sowohl mit Tauchkolben- als auch mit Ringraumdämpfung ausgeführt werden. — Luftölfederbeine haben günstige Gewichtsverhältnisse und den Vorteil, daß sie sich durch Veränderung des Drosselspaltes und der Länge des Dämpferkolbens verschiedenen Arbeitsbedingungen anpassen lassen.

Sinnfälligkeit von Meßgeräten

Zum Teil nach Versuchen von Dipl.-Ing. Otto Petersen[1])

von E. EVERLING

Je mehr die Zahl der Meßgeräte im Flugzeug zunimmt, desto wichtiger wird es, die einzelnen Zifferblätter möglichst einfach zu gestalten. Je „schwärzer" das Meßgerätebrett ist, desto besser. Denn um so leichter lassen sich Abweichungen oder Warnzeichen erkennen. Die deutschen Zifferblätter haben, im Gegensatz zu vielen ausländischen, schon ein sehr schlichtes Aussehen. Trotzdem ließe sich noch einiges vereinfachen. Beispielsweise ist ein Steigmesser[2]) durch die Art seiner Teilung so klar von anderen Geräten unterscheidbar und in seinem Zeigerausschlag so sinnfällig, daß die Aufschriften „Steigt" und „Sinkt" durchaus entbehrlich sind. Ganz überflüssig aber sind die Buchstaben „R" und „L" auf dem Wendezeiger; denn dessen Ausschlag gibt ja an, nach welcher Seite man vom Kurs abweicht, und es ist beim Steuern völlig gleichgültig, daß man sie rechts oder links nennt; außerdem kennt jeder diese Unterscheidung.

Bei anderen Geräten mag es notwendig sein, die Anzeigengröße besonders anzugeben. Aber muß dies durch ein Wort geschehen? Jeder Straßenbenutzer kennt die Verkehrszeichen, obwohl diese zum Teil keine unmittelbare Beziehung zu dem Verbot oder Befehl haben, die sie ver-

[1]) *O. Petersen: Über die Sinnfälligkeit von Blindflugmeßgeräten; Industrielle Psychotechnik Bd 16, N 8 (August 1939), S 225 bis 239.*

[2]) *Der Ausdruck „Steigmesser" wird an Stelle des nichtssagenden Fremdwortes „Variometer" verwendet.*



körpern. Noch mehr ist der Soldat gewöhnt, mit Sinnbildern zu arbeiten: Kein Hauptmann verlangt, daß sein Dienstgrad auf den Schulterstücken steht, obwohl die beiden Sterne im Zusammenhang mit anderen Merkmalen auch Rittmeister, Kapitänleutnant usw. bedeuten können. Warum ersetzt man also beim Höhenmesser das Wort „Höhe" nicht durch einen Pfeil nach oben oder durch ein T als Sinnbild des Niveaus? Ebenso könnte ein Vorratsmesser durch ein Viereck, ein Drehzahlmesser durch einen Kreis sinnfälliger als durch das Wort bezeichnet werden. Beim Drehzahlmesser ist auch der Zusatz „$\times$ 100" entbehrlich; die Drehzahl wird eben in der Fliegerei auf die hundertstel Minute bezogen, da die Minute eine veraltete Maßeinheit und für die heutigen Schnelläufer nicht mehr verwendbar ist. Zur Unterscheidung von Kraft-, Schmier- und Kühlstoff sowie Luft dienen ohnehin die genormten Farben; Thermometer sind durch die offene Teilung und den Zusatz „°" für Celsius-Grade, Druckmesser durch „at" hinreichend gekennzeichnet. Der Kompaß könnte vereinfacht werden, wenn man die alte Windrosenteilung wegließe und sich mit Angabe der Zehnergrade begnügte.

Die Forderung nach sinnfälligen Meßgeräten besagt aber nicht nur, daß man die Einzelwerte klar unterscheiden und ablesen, vielmehr besser: die Abweichung von einem Richt- oder Grenzwert nach Größe und Sinn unmittelbar erfassen kann. Wesentlich ist, daß der Sinneseindruck unmittelbar, d. h. mechanisch und unterbewußt, in die richtige Steuerbewegung umgesetzt wird. Dies ist um so leichter möglich, je besser sich diese Übertragung dem angeborenen Seelengeschehen des Menschen anpaßt. Man kann natürlich jeden sinnwidrigen Zusammenhang zwischen Reiz und Bewegung einüben, wenn man genug Zeit und Kosten darauf verwendet. Das Naturgemäße wird aber schneller erlernt, ist daher für eine rasche Ausbildung zahlreicher Flieger vorteilhafter. Außerdem wird eine naturwidrige Dressur bei Übermüdung, Blutverlust, Schreck oder Scheinwerferblendung weniger gut haften als der biologisch vernünftige Zusammenhang.

Besonders bedeutsam wird dies, wenn der Flieger sich vom Sichtflug auf den Blindflug umstellen muß. Der Lotweiser zeigt ihm dann einen Balken, der zum natürlichen Horizont parallel steht; er wirkt also wie ein Rohr, das durch den Nebel hindurchgesteckt ist und einen Teil der Kimm erkennen läßt. Gerade umgekehrt aber arbeitet der Wendezeiger. Die Sichtmarke am Boden, auf die man im Sichtflug zusteuert, wandert scheinbar nach links, wenn man eine Rechtskurve macht; die Nadel des Wendezeigers aber geht dann nach rechts, und die einzelnen Zeichen des Kompasses verhalten sich ebenso. Man kann dies für richtig halten. Dann müßte man aber auch den Lotweiser so umändern, daß die Horizontlinie mit Bezug auf das Flugzeug und den Flieger feststeht und das — jetzt unbewegliche - Flugzeugbildchen sich nach der entgegengesetzten Seite neigt. Mit anderen Worten: Der Flieger nimmt dann im Blindflug sowohl den Horizont wie die Richtmarken umgekehrt wahr wie beim Sichtflug; er erlebt die Lage und Kursänderung seines Flugzeuges also ebenso wie der Fluglehrer, der auf einem Hügel hinter ihm steht. Der Ingenieur, der zum Objektivieren erzogen ist, mag dies selbstverständlich finden; es muß aber erst untersucht werden, wie der unverbildete Flugschüler sich diesen Dingen gegenüber verhält.

Ich bin auf diese Frage vor 20 Jahren gestoßen, als ich bei einer Wendezeiger-Firma tätig war. Dort erschien ein Flieger und erklärte, die Nadel müsse in der Rechtskurve nach links ausschlagen, weil auch der Kirchturm am Horizont nach links auswandere. Damals konnte man den Wunsch des Einzelkunden durch Umpolen des Kreiselantriebs befriedigen. Heute ist Einheitlichkeit unbedingt erforderlich. Die Frage hat mich aber inzwischen nicht losgelassen. Ich regte daher Herrn *Petersen*[1]) zu planmäßigen Versuchen darüber an, wie Menschen mit verschiedener technischer Eignung und fliegerischer Vorbildung das Seiten- und Quersteuer bedienten, wenn sie einen Ausschlag des Wendezeigers oder Kompasses wahrnahmen. Die Geräte wurden dabei so angeordnet, daß sie auch gegenläufig beobachtet werden konnten.

Zu den Versuchen diente eine Drehkammer, die *W. Eschenbach*[3]) nach meinen Angaben aus einem älteren Gerät[4]) entwickelt hatte. Die Versuchspersonen umfaßten Altersstufen zwischen 12 und 62 Jahren, Flieger und Fliegerinnen, Schüler und Lehrlinge mit technischem Verständnis, Ingenieure und Künstlerinnen ohne jedes Verhältnis zur Technik. Nach einer psychologischen Voruntersuchung wurden die Reaktionszeit und die Einstellzeit für das Steuern nach Kompaß oder Wendezeiger bei üblicher oder gegenläufiger Bewegung, die Zahl der Fehler, ihre Berichtigung usw. beobachtet. Das Ergebnis der sorgfältigen, kritischen Untersuchungen von *Petersen* ist bei Fußsteuerung wie bei Handrad-Quersteuerung gleich: Die überwiegende Mehrzahl der Versuchspersonen antwortete auf die Kompaßanzeige, insbesondere auf den Befehl, einen bestimmten Kurs zu steuern, rascher und mit weniger Fehlern, wenn der Kompaß gegenläufig abgelesen wurde. Beim Wendezeiger ist das Urteil weniger eindeutig. Das läßt sich dadurch erklären, daß selbst technisch vorgebildete Versuchspersonen nicht imstande sind, aus dem Handgelenk zu sagen, ob die Kompaßziffern in der Rechtskurve nach rechts oder links wandern. Der Kompaß wird also gefühlsmäßig benutzt. Beim Wendezeiger dagegen ist auch dem Nichtflieger schon durch die Beschriftung klar, daß Rechtsausschlag Rechtskurve bedeutet. Da nun die Versuchspersonen das Steuern zumeist nicht geübt hatten, konnten sie hier das begriffliche Denken einschalten; den fliegerisch Geschulten aber war der übliche Drehsinn des Wendezeigers geläufig. Damit steht im Einklang, daß ich selbst bei früheren Drehkammerversuchen mit Blindfluganfängern, die im Sichtflug geübt waren, mit dem üblichen Drehsinn des Wendezeigers sofort richtige Fußbewegungen erzielt, während etwa die Hälfte der Versuchspersonen regelmäßig zuerst falsch hereintrat, wenn ein neuer Kompaßkurs befohlen wurde.

Es folgt also, daß der Flieger auf den Kompaß und wahrscheinlich auch auf den Wendezeiger mit rascheren und richtigeren Steuerbewegungen antworten würde, wenn er gegenläufig wäre. Beim Wendezeiger ließe sich dies durch eine kleine technische Änderung erreichen, beim Kompaß dadurch, daß dem Auge nur der rückwärtige Teil der Rose sichtbar gemacht wird.

Ich denke aber selbstverständlich nicht daran, eine solche Änderung vorzuschlagen, weil sie in jedem Fall Verwirrung stiften würde. Wenn man die neuen Erkenntnisse nutzbar machen will, um die Kurs- und Kursänderungsmesser sinnfälliger anzeigen zu lassen, also die Ausbildung zu beschleunigen und zu verbilligen, Fehlerquellen und Störungen im Flugbetrieb zu vermeiden, vor allem aber den Übergang vom Sichtflug zum Blindflug zu erleichtern, so muß man einen anderen Weg gehen: Wie *Petersen* richtig vorschlägt, muß man ein neues Meßgerät in Gestalt eines Flugzeugbildes schaffen, das Querneigungen gegen das wahre und scheinbare Lot zugleich mit Abweichungen vom befohlenen Kurs und mit der Kursänderungsgeschwindigkeit sinnfällig anzeigt. Man hat dann so zu steuern, daß man dieses Flugzeugbild wieder in die Normallage bringt[5]). Eine solche Anordnung würde also Kompaß, Wendezeiger, Lotweiser und Scheinlotmesser vereinigen, daher das Meßgerätebrett wesentlich vereinfachen und entlasten.

---

[3]) *W. Eschenbach: Fliegerdrehkammer für Ausbildung, Prüf- und Forschungszwecke. Dissertation TH. Berlin, 1939.*

[4]) *E. Everling: Vereinfachte Fliegerausbildung. Verkehrstechnische Woche Bd 28 (1934), S 577.*

—: Gerät zur Erleichterung der Fliegerausbildung. Luftwissen Bd 1 (1934), S 260.

[5]) *Ähnlich arbeitet der Sperry-„Flugstrahl" für Blindflug und Blindlandung; vgl. Interavia N 699 (27. Februar 1940), S 1 bis 5.*

FORSCHUNGS-KURZBERICHTE

Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S = Seiten, Sp = Spalten, L = Lichtbilder, Sk = Skizzen, Sb = Schaubilder, Z = Zahlentafeln, F = Formelrechnungen, f = ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Festigkeit

Pleuelprüfstand. M 99 / A 22 3

Heinz Meyer: Entwicklung eines dynamischen Pleuelprüfstandes; ATZ Bd 43, N 15 (10 VIII 40), S 367/376 (20 Sp, 5 L, 5 Sk, 11 Sb, F).

Um das Gewicht einer Pleuelstange herabsetzen zu können, muß man seine schwächste Stelle, die Spannungsverteilung und die Beanspruchung, kennen. Diese rührt von Gas-, Massen- und Reibungskräften her. Die mathematische Behandlung ergibt, daß bei schnellaufenden Otto-Motoren die Gaskraft vernachlässigt werden kann. Der dynamische Pleuelprüfstand besteht aus einer elektrisch angetriebenen Kurbelwelle, zwischen deren Wangen ein Prüfzapfen für den großen Pleuelkopf als Exzenter gelagert ist, so daß der Hub verstellt werden kann. Das Bolzenende wird an einem Lenker befestigt. Der Prüfstand sitzt in einem Schleuderschutzkasten mit öldichter Durchführung von Leitungen für den Feindehnungsmesser. Die Versuche lieferten die schwächste Stelle des Pleuels als Grundlage der Sicherheitsrechnung sowie die Schaftbeanspruchungen. E. Foku 41 01 01

Knickstäbe mit drillelastischer Endeinspannung. A 22 22

William R. Osgood: Column Strength of Tubes Elastically Restrained Against Rotation at the Ends; NACA Rep. 615 (1938), Washington (74½ Sp, 5 Sk, 27 Sb, 12 Z, F).

Handelsübliche Rohre von Kreis- und Tropfenquerschnitt aus Dural, rostfreiem Stahl, einfachem und vergütetem Cr-Mo-Stahl wurden auf Knickung geprüft. 200 Stäbe verschiedener Länge waren an den Enden frei in Schneiden gelagert oder gegen Drillung elastisch gefesselt. Die freien Längen wurden nach einem neuen Verfahren berechnet. Der Werkstoff jeder Probe wurde auf Zug- und Druckfestigkeit geprüft; daraus ergaben sich Berichtigungen für die Säulenwerte und Formeln für die Festigkeit abhängig von der Streckgrenze. Zum praktischen Entwerfen von Stäben für geschweißte oder genietete Fachwerke dienen Zahlen- und Kurventafeln, die aus den Meßergebnissen abgeleitet wurden. E. Foku 41 01 02

Ausbeul- und Biegefestigkeit runder Rohre. A 22 22

William R. Osgood: The Crinkling Strength and the Bending Strength of Round Aircraft Tubing; NACA Rep. 632 (1938), Washington (30 Sp, 5 L, 10 Sb, 3 Z, F).

Die obere Festigkeitsgrenze dünnwandiger Rohre für Flugzeugfachwerke ist die Längskraft des örtlichen Ausbuckelns bei kleiner Schlankheit. Sie hängt ebenso wie die Biegefestigkeit von den Werkstoffeigenschaften und vom Querschnitt ab. Versuche an Kreisrohren aus Cr-Mo-Stahl und Dural lieferten Beul- und Biegefestigkeit abhängig von Streckgrenze und von Dicke im Verhältnis zum Durchmesser, ferner Faustformeln für den Zusammenhang (vgl. Foku 41 01 02).

E. Foku 41 01 03

Dauerfestigkeit von Fachwerkstäben. E 11 1

Goodyear Zeppelin Corp.: Preliminary Fatigue Studies on Aluminum Alloy Aircraft Girders; NACA TN 637 (II 38), Washington (36 S, f 9 L, 1 Sk, 2 Sb, 1 Z).

Dauerprüfungen an Fachwerkstäben aus Al-Legierung für Luftfahrzeuge bei wechselnder Längskraft in einer Resonanzmaschine (vgl. Foku 41 01 05) ergaben: Die Wechselfestigkeit der geprüften Kasten- und Gitterträger für Flugzeuge und Luftschiffe ist beträchtlich kleiner als bei der Dauerbiegeprüfung der Ausgangsbleche; bei einer bestimmten Wechselzahl sind die Krümmungen, die zum Bruch führen, nur ungefähr ein Drittel der von Blechen. Deren Dauerfestigkeit bei wechselnder Längskraft ist nicht bekannt. Spannungshäufungen haben großen Einfluß, z. B. ist das kleine Loch an einem Gitterträger dessen schwächste Stelle. Verkleinert man dessen Durchmesser um $^1/_{16}$ und bringt man es weniger nahe an der Kante an, so wächst die Dauerfestigkeit; Fortlassen des Lochs nutzt dann aber nicht mehr viel. Die Umgebung von Nieten ist nicht notwendig die schwächste Stelle des Trägers, da die Dauerrisse oft nicht durch die Nietlöcher laufen. Gefährlicher sind leere Löcher. Durch Korrosion sinkt die Dauerfestigkeit; mit der Blechstärke steigt sie. Punktgeschweißte Träger sind ermüdungsweich. Wichtig ist die Art, wie Erleichterungslöcher gebördelt werden. E. Foku 41 01 04

Prüfen der Dauerfestigkeit von Holmen nach dem Resonanzverfahren. E 11 1

William M. Bleakney: Fatigue Testing of Wing Beams by the Resonance Method; NACA TN 660 (VIII 38), Washington (22 S, f 21 L, 3 Sk, 7 Sb).

Zwei Flügelholme aus Al-Legierung werden durch einen oder zwei Motoren wechselnden Längskräften derart unterworfen, daß die Prüflinge das federnde Glied eines Resonanz-Verbandes bildeten (vgl. Foku 41 01 04). Die Motoren bestanden aus Zylindermagnet und Ringanker. Zusammen mit dem Resonanzsystem geben sie ein geeignetes Mittel, an großen Dauerprobestücken rasche Längskraftwechsel anzubringen. Prüflinge mit örtlichen Unsymmetrien im Querschnitt, z. B. an Strebenanschlüssen, lassen sich nahezu gleichmäßig belasten. Die Kräfte lassen sich durch eine Woodmetallschicht unmittelbar aufbringen; es ist also nicht nötig, die Enden gegen örtliches Versagen zusätzlich zu versteifen. Das Bestimmen der eingeleiteten Spannungen ist nicht einfach. Die Holme hatten keine ermüdungsweichen Stellen; vielmehr waren die Dauerbruchfestigkeit an den zahlreichen Nietlöchern und sonstige Unstetigkeiten längs der Holme nahezu die gleichen.

E. Foku 41 01 05

Flugmechanik

Leistungsberechnung aus den Kenngrößen von Motor und Schraube. P 31 9

Wilh. Hoff: Das Zusammenwirken von Flugmotor und Luftschraube; Lufo Bd 17, Lfg 10 (26 X 40), S 299/305 (13½ Sp, 9 Sb, 2 Z, F).

Die Motorleistung läßt sich ebenso wie die Leistungsaufnahme und der Schub der Luftschraube dimensionslos darstellen. Dadurch können die Gesetze von Motor und Schrauben gekoppelt werden. E. Foku 41 01 06

Flügelschwingungen bei unstetig verteilten Massen und Steifheiten. A 25 41

W. Biermann und W. Dessecker: Über ein besonderes Ersatzsystem zur Berechnung von Flügelschwingungen; Lufo Bd 17, Lfg 10 (26 X 40), S 314/319 (10½ Sp, 16 Sk, 4 Z, F).

Die Standschwingungen eines Tragflügels mit gerader elastischer Achse lassen sich einfacher berechnen, wenn man einen Ersatzverband einführt. Dieser ist besonders geeignet, wenn die Massen und Steifheiten stark unstetig verteilt sind. E. Foku 41 01 07

Trudelmaß für Eindecker. P 31 75

Oscar Seidman und Charles J. Donlan: An Approximate Spin Design Criterion for Monoplanes; NACA TN 711 (V 39), Washington (6½ S, F, f 3 Sk, 8 Sb).

Als Gütemaß für das Trudeln schlägt ein englischer Bericht (vgl. ARC R & M 1810) eine näherungsweise, erfahrungsmäßige Beziehung zwischen der Seitenrißfläche und der Massenverteilung vor. Sie wurde auf amerikanische Muster angewendet. Dabei ergab sich ein einfacheres Trudelmaß aus Bauart und Abmessungen des Leitwerks; es läßt sich zum raschen Abschätzen der Trudelsicherheit neuer Entwürfe verwenden. E. Foku 41 01 08



Flugströmungslehre

Sturzflugbremsen im Segelflugzeug. **P 31 15**

H. Schreiber: Flugerfahrungen mit Sturzflugbremsen im Segelflugzeug; Schweizer Aero-Rev. Bd 15, N 17/18 (IX 40), S 274/275 (2½ Sp, 4 Sk).

Sturzflugbremsen wurden vom DFS für Segelflugzeuge aus den Störklappen entwickelt, wie sie der „Rhön-Sperber" zeigt. Der „Bussard", die „Merle" wie die italienischen Muster „AL 3" und „Pelicano" zeigten je eine Bremsklappe auf Druck- und Saugseite, die gleichzeitig ausgeschwenkt wurden. Der Antriebshebel muß erst aus einer Raste ausgefahren werden, da die Klappen anfänglich von selbst aufgehen wollen; voll ausgefahren müssen sie dagegen mit leichtem Druck gehalten werden. Mit vier Klappen von 800 × 150 mm läßt sich die vorgeschriebene Sturzgeschwindigkeit einhalten. Die Anordnung kann auch zum Verschlechtern des Gleitwinkels beim Landen dienen, da die Wirkung schon nach kleinem Ausschlag beginnt und sich gut abstufen läßt. Beim Öffnen wird ein schwanzlastiges Moment erzeugt. Schütteln tritt nicht auf. Durch die Aussparungen kann Wasser in den Flügel eintreten. — Die „Olympia-Meise" hatte zuerst die gleichen Klappen, später zwei schieberähnliche von 900 × 130 mm, die hinter dem Holm nach oben bzw. unten ausgefahren wurden. Die Bremswirkung setzt sehr weich und ohne fühlbares Moment ein; die Klappen reißen auch bei Geschwindigkeiten über 200 km/h nicht von selbst auf. Ein schwanzlastiges Moment tritt auch hier auf. Aus dem Klappenschacht tritt kein Wasser ins Flügelinnere. Der „Orlik" hatte nur eine Bremsfläche auf der vorderen Druckseite von 2400 × 130 mm, die vorgeklappt wurde und den Gleitwinkel wenig verschlechterte, aber den Sturzflug weich bremste. Das schweizerische Muster „S 18 R" hatte Klappen ähnlich dem „Bussard", jedoch mit Zahnradantrieb und mit umgekehrter Ruhestellung: Die Klappe auf der Saugseite liegt sehr weit vorn, so daß sie rasch öffnet. Beim Landen muß die Bremse teilweise geschlossen werden. E. Foku 41 01 09

Drehmoment-Gleichgewicht bei der Tragschraube. **P 33**

F. J. Bailey, jr.: A Study of the Torque Equilibrium of an Autogiro Rotor; NACA Rep. 623 (1938), Washington (20 Sp, 10 Sb, 1 Z, F).

Bei Fortschrittsgraden über 0,3 stimmen die berechneten und gemessenen Kräfte und Drehmomente einer Tragschraube schlecht überein (vgl. Foku 35 03 11, auch 38 02 01, 38 02 02). Daher wurden die rechnerisch integrierten Werte von Schub und beschleunigendem Drehmoment mit einer zeichnerischen Integration verglichen. Es ergab sich, daß gewisse Vereinfachungen der Rechnung bei größeren Drehzahlen unzulässig sind. Für diesen Teil dienen Rechentafeln zur Auswertung und zum Abschätzen der Anströmgeschwindigkeit. E. Foku 41 01 10

Gemessene und berechnete Tragflügelwerte. **P 31 13**

Raymond F. Anderson: The Experimental and Calculated Characteristics of 22 Tapered Wings; NACA Rep. 627 (1938), Washington (14 Sp, 35 Sk, 40 Sb, 15 Z, F).

Nickmoment, Druckpunktlage, Höchstauftrieb, Auftriebsgefälle und Widerstandsverlauf von 22 Trapezflügeln, Streckung 6 bis 12, Verjüngung 1,6 bis 5, wurden berechnet, und zwar nach der Tragflügeltheorie aus den Meßwerten für die Flügelschnitte. Die Ergebnisse stimmten im allgemeinen gut überein mit Messungen von Trapezflügeln im Überdruckwindkanal (vgl. Luru 33 01 35, Foku 34 04 01 a, 37 04 09, 37 09 09, 38 03 06). E. Foku 41 01 11

Berechnen der Tragflügelkräfte aus Profilmessungen. **P 31 13**

Eastman N. Jacobs und R. V. Rhode: Airfoil Section Characteristics as Applied to the Prediction of Air Forces and Their Distribution on Wings; NACA Rep. 631 (1938), Washington (56 Sp, 8 Sk, 21 Sb, 14 Z, F).

Aus früheren Untersuchungen über Profileigenschaften und Auftriebsverteilung ergaben sich Formeln zum Berechnen der Luftkräfte, ihrer Verteilung, der Druckpunktlage und des Nickmoments sowie der Tiefenverteilung für beliebige Tragflügel (vgl. Foku 34 01 02, 34 01 03, 36 08 07, 37 01 25, 37 04 09, 37 09 09, 38 02 21, 38 03 06, 41 01 11). Das Verfahren, das ohne den Randwiderstand auskommt, gestattet auch den Böeneinfluß zu behandeln. E. Foku 41 01 12

Flugzeugbau

Höhenkabine. **P 39 5**

Roberto Miniero: Il problema della cabina stagna; Atti di Guidonia N 29/30 (20 VII 40), S 165/204 (39 S, 10 L, 31 Sk, F).

Höhenkabinen werden entweder als Überdruckkabinen oder mit dem Druck der umgebenden Luft und Sauerstoffzufuhr oder mit Erhaltung des Sauerstoffteildruckes durch vereinigtes Verdichten der Luft und Anreichern des Sauerstoffs gebaut. Physiologische Betrachtungen zeigen, daß die erste Art die günstigste ist. Aus den Anforderungen an Luftdruck, Temperatur, Feuchtigkeit, Lüftung, Abdichtung, Festigkeit usw. ergeben sich die Baugrundlagen und Baueinzelheiten. Die Guidonia-Kabine aus Leichtmetall für Einsitzer entspricht dem Umriß eines sitzenden Menschen. Der Sauerstoffteildruck wird gleichgehalten. E. Foku 41 01 13

Funk

Frequenzmodulation. **P 53 55**

Don Fink: FM. Its Advantages and how it May be of Use to Aviation is of Great Current Interest, Part II; Aviat. Bd 39, N 7 (VII 40), S 48/49 u. 120 (7½ Sp, 3 L, 1 Sk, 2 Sb).

Frequenzmodulierte Ultrakurzwellen vermeiden alle Nebengeräusche, die von Amplitudenänderungen herrühren, infolge von Röhren und Strömen, statischen Ladungen der Luft, Zündanlagen usw. Daher gibt ein Sender von 50 kW bei 42 000 kHz und 300 m Luftleiterhöhe 160 km Reichweite, gegen 80 km bei Amplitudenmodulation und gleichem Verhältnis des Zeichens zum Geräusch. Bei Rundfunkmusik können die Lautstärkeunterschiede natürlicher wiedergegeben werden. Von zwei Sendern auf gleicher Welle wird nur der stärkere gehört, wenn er doppelte Intensität hat gegenüber 30facher bei üblicher Modulation. Auch führt die Krümmung der Röhrenkennlinie hier nicht zu Tonverzerrungen, so daß man mehr verstärken kann; dafür müssen Verzerrungen durch den Kreis vermieden werden. Für den Flugfunk sind Reichweiten von 320 km möglich, bei denen der Sender schon unter dem Horizont liegt. Die Bordsender werden bei gleicher Leistung leichter. E. Foku 41 01 14

Motorbau

Wirkungsgrad des Rückstoßers. **M 7**

Manuel Bada Vasallo: Rendimiento del Motor de Reacción; Aeronáutica Argentina Bd 7, N 72/73 (II/III 40), S 1738/1739, 1741/1742 u. 1772 (9 Sp, 2 Z, 1 Sb, F).

Der „innere Wirkungsgrad" eines Flugzeuges mit Verbrennungsmotor beträgt nur 25 bis 30 %, wegen unvollständiger Verbrennung, die 5 % der gesamten chemischen Energie einbüßen läßt, wegen Nachbrennens, Wärmeverlustes durch die Wände und Undichtheit, zusammen 15 %, wegen unvollständiger Füllung, etwa 5 %, wegen Reibung, 15 %, und im Auspuff, 30 % der Gesamtenergie. — Beim Rückstoßer fällt ein Teil der Verluste fort, so daß die sieben ersten nur 10 bis 15 % betragen, während der Auspuffverlust mit wachsendem Expansionsverhältnis sinkt: Beim Verhältnis 1 bzw. 36 bzw. 216 bzw. 46 800 beträgt er 100 % bzw. 25 % bzw. 13 % bzw. 1,6 %. Da die mittleren Werte erreichbar sind, beträgt der innere Wirkungsgrad der Rakete etwa 70 %. — Bei Fluggeschwindigkeiten von 1000 km/h wäre der Gesamtvortriebswirkungsgrad 35 %, also dem des Verbrennungsmotors gerade überlegen. E. Foku 41 01 15

Verbrennungsverlauf beim Klopfen. **G 11-3**

A. M. Rothrock und R. C. Spencer: A Photographic Study of Combustion and Knock in a Spark-Ignition Engine; NACA Rep. 622 (1938), Washington (39 Sp, 38 L, 7 Sk).

Durch Flammen- und Schlierenaufnahmen wurde der Verbrennungsverlauf in einem Motor mit Funkenzündung bei hohen Drehzahlen photographisch untersucht (vgl. Foku 34 01 14, 35 09 19, 35 12 34, 38 03 29). Verdichtungsstöße treten erst nach dem Klopfen auf. Künstliche Stoßwellen führen nicht zum Klopfen. Selbstzündung vor der Flammenfront kann gleichzeitig mit schwerem Klopfen auftreten, ist mit diesem aber nicht notwendig verknüpft. Die chemische Umsetzung geht nach dem Durchgang der Flammenfront weiter. E. Foku 41 01 16

Lader für Flugmotoren. M 94

Richard S. Buck: Mechanically Driven Superchargers; J. aeron. Sciences Bd 7, N 8 (VI 40), S 334/339 (12 Sp, 1 Sk, 5 Sb).

Der Lader besteht aus dem Eintrittskrümmer, der die Luft stoßfrei eintreten lassen muß und zu diesem Zweck zur Kammer erweitert oder als Kegeldüse ausgebildet wird, dem Laufrad, meist mit radialen Schaufeln, dem Diffusor, in dem keine Resonanz mit den Schaufelstößen entstehen darf, und dem Sammelrohr, von dem die Ansaugrohre ausgehen; deren Anzahl soll in einem bestimmten Verhältnis zur Schaufelzahl stehen. Vor dem Einbau des Laders sind Wirkungsgrad und Fördermenge im Hinblick auf alle Betriebszustände zu prüfen. Bei mehreren Übersetzungen hat die höhere meist das kleinere Verhältnis Fördermenge zu Drehzahl. Trägt man den Wärmewirkungsgrad abhängig von diesem Verhältnis für verschiedene Umfangsgeschwindigkeiten auf, so enden die Kurven im „Pump"-Bereich; von ihm muß der Laderbetrieb weit genug entfernt bleiben. Die kritische Geschwindigkeit, bei der an den Schaufelenden Verdichtung auftritt, wird durch vorheriges Einspritzen von Kraftstoffen vermindert, weil die Temperatur sinkt. Die Motorleistung wird vermindert durch Pumpenverluste, durch Schwankungen im Auspuffgegendruck, im Leistungsbedarf des Laders, im Raumwirkungsgrad des Motors usw. Der Laderwirkungsgrad wird beeinflußt durch Änderungen der Fördermenge, durch Schwingungen im Einlaßsystem, durch Verdampfen des Kraftstoffs an verschiedenen Stellen im Lader, durch Wärmetausch mit den Wänden, durch Änderungen von Dichte und spezifischer Wärme wie durch Drehzahlschwankungen. Das Verhalten der Motoren in großen Höhen müßte noch genauer bekannt sein. E. Foku 41 01 17

Füllvorgang in einem Einzylinder-Viertakt-Schnelläufer. M 11

Blake Reynolds, Harry Schecter und E. S. Taylor: The Charging Process in a High-Speed, Single-Cylinder, Four-Stroke Engine; NACA TN 675 (VI 38), Washington (37½ S, F, f 2 L, 10 Sk, 19 Sb).

An einem Einzylinder-Flugmotor wurde der Ansaugvorgang durch Versuche und Berechnungen erforscht, vor allem bei hoher Drehzahl. Diese wurde von 1500 bis 2600 U/min geändert. Gemessen wurde der Zylinderdruck beim Saughub, die Leistung und der Raumwirkungsgrad, ferner bei nichtlaufendem Motor der Widerstand und die Luftmasse im Einlaßventilraum bei verschiedenen Kurbelwinkeln. Die mechanische Theorie ergab ohne Rücksicht auf die Wärmevorgänge, daß die Masse Einfluß hat, daß aber die Reibung für das Drosseln der Ansaugströmung maßgebend ist. Der Druck wurde aufgezeichnet; danach wird der Zylinder auch bei höchsten Drehzahlen in in der Mitte des Bodens nahezu auf Luftdruck gefüllt, im Einklang mit Ergebnissen an einem größeren Zylinder mit höherer Kolbengeschwindigkeit. Daß der Raumwirkungsgrad beträchtlich kleiner als 100 % ist, liegt also an Wärmeeinflüssen. Diese ließen sich abschätzen. Um den Druck genauer aufzeichnen zu können, wurde der MIT-Indikator verbessert. E. Foku 41 01 18

Motorleistung abhängig von Steuerzeiten und Gegendruck. M 11-2

E. Gnam: Versuche an einem schnellaufenden Einzylindermotor über den Einfluß der Steuerzeitquerschnitte bei veränderlichem Auspuffgegendruck; MTZ Bd 2, N 9 (IX 40), S 283/288 (12 Sp, 5 Sk, 16 Sb).

Versuche an einem Einzylinder-Otto-Motor über den Einfluß der Steuerdaten auf Leistung und Verbrauch bei gleichbleibendem Ladedruck und veränderlichem Auspuffgegendruck ergaben, daß durch Verlängern der Steuerzeiten, insbesondere durch größere Ventilüberschneidung der Gaswechsel, die Füllung und Brennraumspülung, daher die Leistung der Wärmebeanspruchung verbessert wurden. Der mittlere Innendruck stieg um 10 bis 12 %. E. Foku 41 01 19

Strömungslehre

Krümmungssprung an Tragflügelschnitten. A 35 25

Werner v. Koppenfels: Ebene Potentialströmung längs einer glatten Wand mit stückweise stetiger Krümmung; Lufo Bd 17, Lfg 7 (20 VII 40), S 189/195 (12½ Sp, 15 Sk, F).

Tragflügelprofile mit stetigem Tangentenverlauf, deren Krümmung in der weiteren Umgebung der Nase einen Sprung aufweist, verhalten sich strömungstechnisch ungünstig. Daher wurde die ebene Potentialströmung längs einer glatten Wand, die an einer Stelle einen endlichen Krümmungssprung aufweist, berechnet. Die analytische Funktion, die ein Stück des Randes in der Umgebung dieser Stelle auf ein Stück der Realachse abbildet, läßt sich für den endlichen Sprung einfach darstellen. Die Untersuchung des allgemeinen Zusammenhangs zwischen Abbildungsfunktion, Strömgeschwindigkeit und Randkrümmung ergibt, daß in der Umgebung der kritischen Stelle die zweite Ableitung dieser Funktion im Imaginärteil die Krümmung des Randes, im Realteil die Ableitung der Geschwindigkeit nach der Bogenlänge liefert. Auch diese wird also an der Stelle des Krümmungssprungs singulär; die Geschwindigkeit besitzt eine senkrechte Wendetangente. Die Gleichung für die Dicke der Grenzschicht verliert an dieser Stelle ihren Sinn; die Grenzschicht wird sich dort ablösen. E. Foku 41 01 20

Treibschrauben

Flügelschnitte für schnelle Luftschrauben. P 31 3

John Stack und W. F. Lindsey: Tests of N-85, N-86, and N-87 Airfoil Sections in the 11-Inch High-Speed Wind Tunnel; NACA TN 665 (VIII 38), Washington (4½ S, f 15 Sb, 1 Z).

Im NACA-Windkanal für hohe Geschwindigkeiten von 0,28 m Dmr. wurden drei Flügelschnitte, N-85, N-86 und N-87, auf Eignung für Luftschrauben untersucht, ferner Schnitt 0009-64 auf den Einfluß der Verdickung an der Hinterkante (vgl. Luru 33 01 35, Foku 36 08 08). Die Marine-Profile N-86 und 87 sind strömungstechnisch etwa gleichwertig und besser als 85. Dagegen ist ihnen NACA 2409-34, das früher gemessen wurde, überlegen, besonders bei hoher Geschwindigkeit. Dickere Hinterkanten wirken ungünstig, aber nicht viel, wenn der hintere Krümmungshalbmesser kleiner als 0,5 % der Tiefe ist. E. Foku 41 01 21

Vortragsabend der Lilienthal-Gesellschaft in Prag

Prof. Dr.-Ing. Wilhelm *Hoff*, Technische Hochschule Berlin, Mitglied des Senats der Lilienthal-Gesellschaft, spricht am 20. Februar 1941 in Prag auf einem Vortragsabend, den die Lilienthal-Gesellschaft gemeinsam mit der Kreiswaltung Prag des NS-Bundes Deutscher Technik veranstaltet, über

„Die Aufgaben der Fertigung bei der Flugzeugherstellung".

Anschließend wird der Film „Stätten deutscher Luftfahrtforschung" vorgeführt.

Die Veranstaltung findet am

20. Februar um 20 Uhr im Collegium Maximum des Hauses der Deutschen Hochschulen, Smetana-Platz 2,

statt. Der Eintritt ist frei bei Vorweisen einer Einladung, die beim Generalsekretariat der Lilienthal-Gesellschaft, Berlin SW 11, Prinz-Albrecht-Str. 5, oder bei der Kreiswaltung des NSBDT, Kreisamt für Technik, Prag III, Kampa, angefordert werden kann.

BÜCHERSCHAU

Werkstattpraxis für den Bau von Gleit- und Segelflugzeugen. Von Hans *Jacobs*, neubearbeitet von Herbert *Lück*. 352 Seiten mit 320 Abbildungen. Verlag: Otto Maier, Ravensburg. 1940. Preis: geb. 10,50 RM, kart. 9,50 RM.

Die „Werkstattpraxis" von *Jacobs* ist seit ihrem ersten Erscheinen der Leitfaden für den Gleit- und Segelflugzeugbauer. Aus einem dünnen Bändlein hat sich dieses Werk inzwischen zu einem beachtlichen Buch entwickelt und entspricht in seinem Inhalt den neuzeitlichen Erfordernissen des Segelflugzeugbaues. Es behandelt die Werkstatt und ihre zweckmäßige Einrichtung, die Werkstoffe für den Segelflugzeugbau unter Berücksichtigung der Sparstoffe, ihre Prüfung und Verarbeitung ferner den Bau von Gleit- und Segelflugzeugen, beginnend mit dem Bau von Einzelteilen bis zur Wertung und Reparatur von fertigen Flugzeugen. Besonders zu begrüßen ist die Absicht des Verfassers, den jeweiligen Stand der Segelflugzeugentwicklung entsprechende Ergänzungs- und Änderungsbogen herauszugeben.

Die allgemeinverständliche Darstellung des Stoffes ermöglicht es somit jedem — unabhängig von Beruf oder Vorbildung — sich mit der Materie vertraut zu machen. Dies ist besonders wertvoll für die segelflugsporttreibenden Einheiten der Luftwaffe, bei denen die verschiedensten Berufe vertreten sind. Dem Lehrer und Werkstattleiter kann deshalb das Buch als Nachschlagewerk gute Dienste bei der theoretischen und praktischen Ausbildung des segelfliegerischen Nachwuchses im Segelflugzeugbau leisten.

Es ist daher zu wünschen, daß diese neue Auflage der „Werkstattpraxis" in gleicher Weise bei allen Kreisen der segelflugtreibenden Einheiten Eingang findet, wie es bei den früheren Auflagen der Fall war. *Wolff.*

Hydromechanische Probleme des Schiffsantriebs, Teil II. Herausgegeben von Dr.-Ing. *G. Kempf*. 236 Seiten. Verlag: R. Oldenbourg, München und Berlin. 1940. Preis: geb. 12,50 RM.

Das Werk enthält zehn anläßlich des 25jährigen Bestehens der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt (HSVA) im Juni 1939 von deren Leitern und Mitarbeitern gehaltenen Vorträge über neueste Forschungen aus dem Gebiet der Fortbewegung der Schiffe und bildet in mancher Hinsicht eine Fortsetzung des in wissenschaftlichen Kreisen des Schiffbaus bestens bekannten gleichnamigen Werkes (Teil I), das die auf der internationalen Schiffsantriebs-Konferenz Hamburg 1932 gehaltenen Vorträge zusammenfaßte. Die Vorträge des neuen Werks, das am Schluß eine besondere Zusammenstellung der Formelzeichen sowie eine auszugsweise Wiedergabe der Vorträge in englischer Sprache enthält, behandeln wiederum sehr vielseitige Stoffe. Besondere Beachtung verdient wegen der Großzügigkeit der in ihm behandelten Versuche der Vortrag von Dr. *Kempf* über Ergebnisse naturgroßer Schraubenversuche auf dem Doppelschraubendampfer „Tannenberg" des Seedienstes Ostpreußen. Durch diese Versuche sollten vor allem der Rauhigkeitsgrad der Schiffsoberfläche und der dafür einzusetzende Reibungsbeiwert, die Übertragbarkeit des beim Modellversuch ermittelten Nachstromwertes sowie die Übertragbarkeit der am Propellermodell gemessenen Schub- und Momentenbeiwerte erforscht werden. Nach allen drei Richtungen führten die Großversuche, bei denen u. a. bei Rückwärtsfahrt des Schiffes Freifahrtversuche mit der Schraube der einen Bordseite vorgenommen wurden — wobei durch den Antrieb der anderen Schraube verschiedene Fortschrittsgrade bzw. Belastungen ermöglicht wurden — sowie der Vergleich der Großversuche mit den Modellversuchen zu positiven und aufschlußreichen Ergebnissen. Diese werden bezüglich des Maßstabeinflusses bei Schraubenversuchen noch durch eine besondere Arbeit von *Kempf* ergänzt, in der er ein neues Verfahren zur Berechnung des Einflusses der Oberflächenreibung auf den Wirkungsgrad von Schiffsschrauben entwickelt. Dr. *Lerbs* berichtet über neue Kavitationsversuche, deren Zuverlässigkeit durch gewisse Verbesserungen des Kavitationstanks der HSVA und von dessen Meßgeräten noch wesentlich hat gesteigert werden können, und über den noch nicht ganz aufgeklärten Einfluß des Luft- und Salzgehalts des Wassers auf den Kavitationseintritt. Die erforderliche Rücksichtnahme auf die Kavitation macht nach dem Vortrag von *Schmierchalski* den Vorschlag der Anordnung zweier Propeller hintereinander auf einer Welle (Tandem-Propeller) mit dazwischen gelegenem, als Leitfläche ausgebildetem Wellenbock bemerkenswert. Von den umfangreichen im Laufe der Zeit in der HSVA gesammelten Erfahrungen über Formgebung von Seeschiffen und deren Ausnutzung für möglichst günstige Gestaltung von Neuentwürfen handelt ein Vortrag von *Heckscher*, von den Einflüssen der Tiefe und Breite von Kanälen auf den Schiffswiderstand eine Arbeit von *Helm*. In dem Vortrag von Dr. *Graff* über Manövrierversuche, für die der HSVA ein besonderer Manövrierteich zur Verfügung steht, werden hauptsächlich Fragen der Kursstetigkeit, der Bewegung auf gekrümmter Bahn sowie der Querstabilität im Drehkreis behandelt. Ganz neuartig im Schiffbauveruchswesen sind Versuche und theoretische Untersuchungen von Dr. *Lerbs* und Dr. *Baumann* über Trägheitsmoment und Dämpfung belasteter Schiffsschrauben, ein Problem, das für die Torsionsschwingungen des Systems Antriebsmaschine—Welle—Schraube von Bedeutung ist. Schließlich behandeln zwei Vorträge von Dr. *Kühl*, Leiter des Laboratoriums für Bewuchsforschung Cuxhaven, und von Kapitän *Schubart*, Leiter der Sammelstelle für Fahrtergebnisse Hamburg, das wichtige Sondergebiet, des Schiffsbewuchses, der letztere Vortrag die Behinderung der Schiffsgeschwindigkeit durch Bewuchs. In einem Erörterungsbeitrag zu diesem Vortrage wies Dr. *Sottorf* auf den wesentlichen Einfluß der Oberflächenrauhigkeit auf das Startvermögen eines Seeflugzeuges hin.

Das sehr gut ausgestattete Werk kann wegen seines hochwertigen und vielseitigen Inhalts, der auch verschiedene für die Luftfahrt wertvolle Grenzgebiete berührt, sehr empfohlen werden. *Horn.*

Kolbentemperaturen in Otto-Motoren. Von Dr.-Ing. Walter *Brecht*. 95 Seiten mit 52 Abbildungen. Verlag: R. Oldenbourg, München. 1940. Preis: br. 4 RM.

Die vorliegende Arbeit, die Dissertation des Verfassers an der Technischen Hochschule Stuttgart, behandelt in erschöpfender Weise die Möglichkeiten der Beeinflussung der Kolbentemperatur von Otto-Motoren. Im ersten Teil des Buches werden Versuche an einem Einzylinderprüfstand beschrieben, durch die die Abhängigkeit der Kolbentemperaturen von den Betriebsbedingungen des Motors, z. B. dem Ladegewicht, der Gemischzusammensetzung, dem Zündzeitpunkt, dem Verdichtungsgrad und der Drehzahl ermittelt werden sollte. Kolbenuntersuchungen in einer kalorimetrischen Versuchsanordnung werden zum Vergleich mit den Prüfstandsmessungen herangezogen. Der zweite Teil ist der Frage, wie durch geeignete Gestaltung des Kolbens und der Kolbenringe besonders günstige Betriebsverhältnisse zu schaffen sind, gewidmet. Untersucht wurden unter anderem der Einfluß der Kolbendicke, der Kolbenverrippung, der Wärmeleitfähigkeit des Kolbenwerkstoffes, die Wirkung von Schutzschichten sowie des Kolbenspiels und der Kolbenringabmessungen. Schließlich werden Versuche angeführt, durch zusätzliche Kühlung des Kolbeninnerns mit Hilfe eines Luft- oder Ölstrahles oder durch einen eigenen Ölkreislauf die Temperatur des Kolbens zu senken. Die Abhandlung, die durch einen ausführlichen Schrifttumsnachweis vervollständigt wird, ist als wertvoller Beitrag zur Frage der Kolbenentwicklung zu werten. *Knörnschild.*

Technik voran! 1941. Jahrbuch für alle Freunde deutscher Technik. 232 Seiten mit vielen Abbildungen, Zeichnungen und ganzseitigen Tafeln, 8 Kunstdrucktafeln. Verlag: B. G. Teubner, Leipzig-Berlin. 1940. Preis: kart. 0,95 RM. Ab 25 Exempl. je 0,85 RM.

Das Büchlein bringt viele Bilder, Zeichnungen und Kunstdrucktafeln zu einigen besonders für den technischen Nachwuchs interessanten Aufsätzen aus den verschiedensten Gebieten der Technik. Man hört über den Antrieb von Kriegs- und Handelsschiffen, einiges über Minen, die deutsche Luftfahrtindustrie, Blindflug, deutsche Eroberungszüge in die Welt des Kleinsten usw. *Sn.*

Taschenbuch für den Auto-Ingenieur. Unter Mitarbeit erster Fachleute herausgegeben von Prof. Dipl.-Ing. Heinrich *Buschmann*. Neubearbeitet und erweitert. 555 Seiten mit über 600 Abbildungen. Franckhsche Verlagsbuchhandlung, Stuttgart. 1940. Preis: geb. 11 RM.

In dem in zweiter Auflage vorliegenden Taschenbuch sind einige neue Verfasser hinzugekommen und verschiedene Abschnitte und Texte neu- oder umgearbeitet worden. Das handliche Buch gibt eine reiche Fülle von Unterlagen für

den Kraftfahrzeugkonstrukteur. Sein Aufbau ist so gehalten, daß es nicht so schnell veraltet, da sämtliche Fragen des Kraftfahrzeugbaues in grundlegender Weise behandelt werden und es vermieden wird, an der Hand von aufgeführten Baumustern Erläuterungen zu geben. Das Buch wird für jeden, der mit dem Bau, der Behandlung von Kraftfahrzeugen zu tun hat, wertvolle Hinweise geben, zumal noch ein ausführliches Schrifttumverzeichnis angefügt ist. Auch dem in der Luftfahrttechnik stehenden Ingenieur wird es dienlich sein können. *Hb.*

Russisches Wehrwörterbuch — Russisch/Deutsch, Deutsch/Russisch. Von Bruno *Glodkowski.* 515 Seiten mit vielen Abbildungen. Verlag: Hanseatische Verlagsanstalt, Hamburg. 1940. Preis: geb. 9 RM.

Das vorliegende Buch ist hauptsächlich auf die Übersetzungsarbeit aus dem Russischen ins Deutsche abgestellt. Seine handliche Form macht es jedem, der russische wehrwirtschaftliche oder wehrtechnische Zeitschriften liest, zu einem wertvollen Hilfsmittel. Sehr begrüßenswert sind die dem eigentlichen Wörterbuch angefügten Abschnitte über Aufbau und Bewaffnung der sowjetrussischen Armee mit den entsprechenden Bezeichnungen in russischer und deutscher Sprache. Ergänzt werden diese Abschnitte durch Abbildungen, insbesondere auch über russische Flugzeuge, bei denen die wichtigsten russischen Ausdrücke wiedergegeben sind. *Hb.*

Waffenlehre. Kurzgefaßtes Lehr- und Nachschlagebuch der neuzeitlichen Bewaffnung. Von Dipl.-Ing. *Fr. W. Deutsch.* 2. Auflage. 236 Seiten mit 57 Abbildungen und 12 Tafeln. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin. 1939. Preis: geb. 7,50 RM, kart. 6 RM.

Die „Waffenlehre" ist in ihrer Neubearbeitung ein außerordentlich wertvolles Hilfsmittel für Offiziere und Ausbilder; sie bietet für jeden, der sich über Waffentechnik unterrichten will, eine gründliche Beschreibung neuzeitlicher Waffen mit Angabe der Leistungen und Einsatzmöglichkeiten.

Der Verfasser behandelt den Stoff, der auch die in der deutschen Wehrmacht verwendeten Waffen umfaßt, in übersichtlicher Gliederung und kurz gefaßt, wodurch das Nachlesen einzelner, jeweils besonders interessanter Abschnitte wesentlich erleichtert wird. Somit ist das Buch in bester Weise geeignet, das Verständnis für die Waffentaten unserer Wehrmacht in den Kreisen zu vertiefen, die nur mittelbar an ihnen beteiligt sind. Kurt *Greinert.*

Der Flugmotor. Teil II: Die Wartung des Motors. Von Dipl.-Ing. Günther *Ulsmann.* 168 Seiten mit 110 Abbildungen und 1 farbigen Tafel. Verlag: Dr. M. Mathiessen & Co., Berlin. 1940. Preis: kart. 3,80 RM.

Das schwierige Gebiet der Flugmotorenwartung ist hier erstmalig in übersichtlicher und umfassender Form so klar behandelt, daß ein Lehrbuch entstanden ist, das für den angehenden Motorenwart bald zu dem unentbehrlichen Rüstzeug gehören wird. Der Verfasser gibt, ohne sich auf eine Sammlung von Betriebsvorschriften zu beschränken, einen ausgezeichneten Überblick über die wichtigsten Wartungsarbeiten an den gebräuchlichsten deutschen Motorenmustern. Besonders wertvoll wird dem Motorenwart die im letzten Teil gebotene Zusammenstellung über Störungen und ihre Ursachen sein. Viele Bilder, (deren Druck leider zu wünschen übrig läßt) und Skizzen bieten einen vorzüglichen Anschauungsunterricht. — Das Buch ist eine der wertvollsten Neuerscheinungen auf flugtechnischem Gebiet. *S.*

Die deutschen Flugmotoren. Band 19: SAM 322. 45 Seiten mit 38 Abbildungen. Band 21: DB 600 (DB 601). 38 Seiten mit 32 Abbildungen. Bearbeitet von Dr. Karl *Krieger.* Verlag: Dr. M. Matthiesen u. Co., Berlin. 1940. Preis je Band: 1,20 RM.

Die überragenden Erfolge unserer Luftwaffe ziehen immer weitere Kreise des In- und Auslandes in ihren Bann. Gute Kurzbeschreibungen der an den Erfolgen beteiligten Motoren, wie sie die Luftfahrt-Lehrbücherei mit ihrer Buchreihe „Die deutschen Flugmotoren" herausbringt, sind daher und mit Rücksicht auf die Nachwuchsförderung heute sehr willkommen. In jedem der bisher erschienenen vier Bände wird jeweils ein Motormuster beschrieben. Die beiden vorliegenden Bände behandeln zwei bewährte Hochleistungsmotoren, nämlich den luftgekühlten Sternmotor SAM 322 und den flüssigkeitsgekühlten Reihenmotor DB 600 (DB 601), den Standardmotor unserer Jagdflugzeuge.

Dem Verfasser ist es gelungen, auf gedrängtem Raum die wesentlichen Einzelheiten klar und übersichtlich darzustellen. Zunächst sind die Kennwerte des Motors kurz zusammengestellt und dann Aufbau und Wirkungsweise seiner Bauteile an Hand vieler Abbildungen beschrieben, wobei wichtige Einzelheiten besonders eingehend behandelt sind. *K. Brode.*

Umschlag:

Reihenfertigung von Hochleistungsflugmotoren. Öldurchflußprüfung an der Kurbelwelle und Kennzeichnung der Pleuel

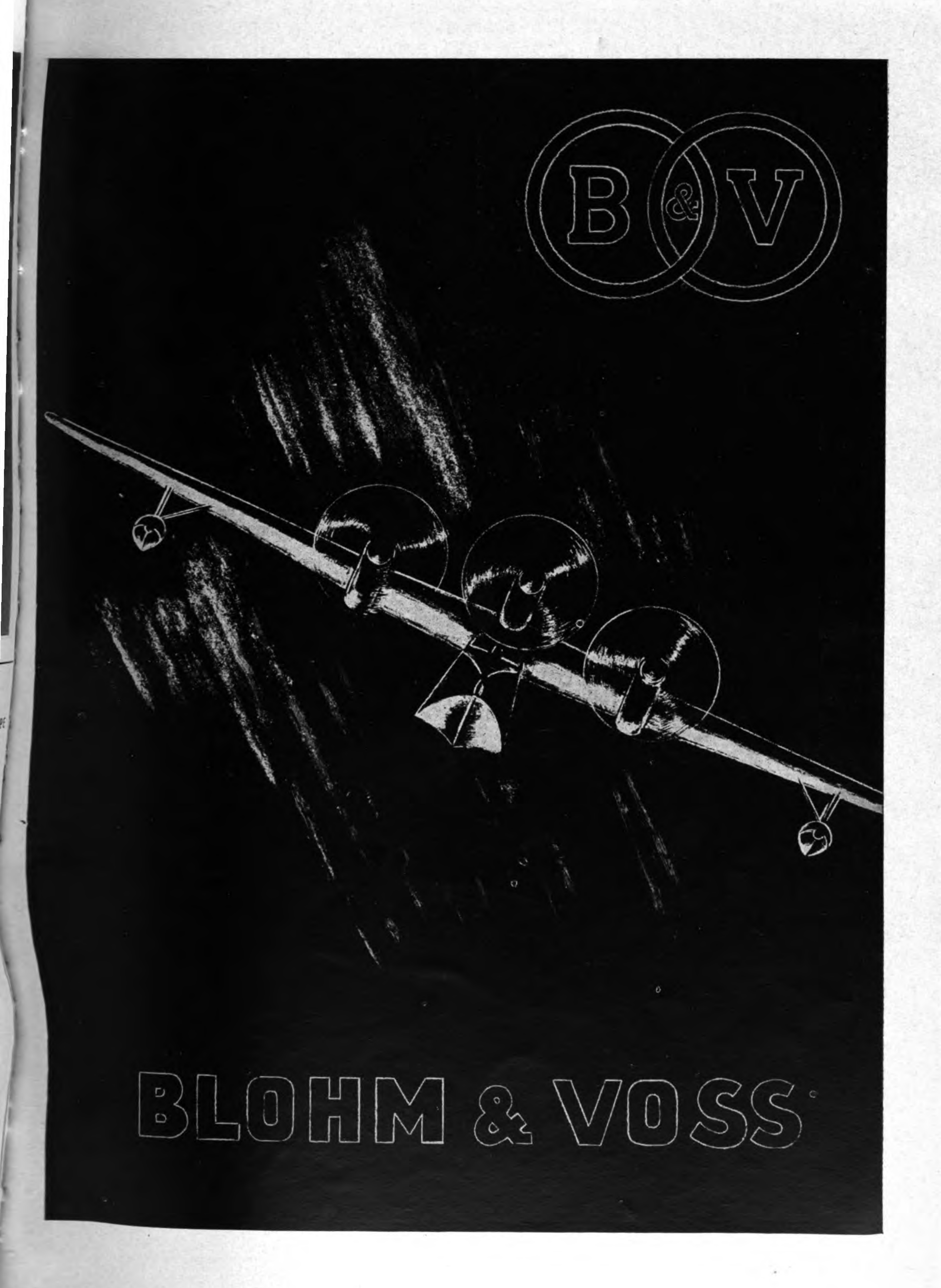
Bild: JFM



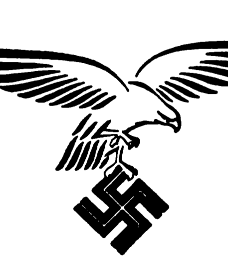
INHALT

Hauptschriftleiter: O. Hollbach, z. Z. im Wehrdienst. Vertretung: K. Simon, Hauptschriftleiter i. N., Berlin-Zehlendorf. Zuschriften an die Schriftleitung unter: Berlin SW 68, Kochstr. 5. Fernruf: 19 45 00. Anzeigenleiter und verantwortlich für den Inhalt der Anzeigen: P. Falkenberg, Berlin W 62. Zur Zeit gilt Anzeigen-Preisliste Nr. 7. Druck: Ernst Siegfried Mittler und Sohn, Buchdruckerei, Berlin. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin SW 68.


Bei ihren Tag- und Nachteinsätzen gegen England bei jedem Wetter beweisen die Heinkel-Kampfflugzeuge He 111 dank hochwertiger Konstruktion und hervorragender Werkmannsarbeit höchste Kampfkraft und Leistungsfähigkeit.
HEINKEL
ERNST HEINKEL FLUGZEUGWERKE, ROSTOCK
HEINKEL-WERKE G.M.B.H., ORANIENBURG


B&V
BLOHM & VOSS





DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN

Jahres-Inhaltsverzeichnis

Band 8 1941

Verfasserverzeichnis

Kurzberichte




Digitized by Google

Bücherschau

DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN



VERLAG E. S. MITTLER & SOHN BERLIN PREIS RM 1,– IM AUSLAND RM 1,50

Luftwissen Bd. 8. Nr. 2 Seite 33-64 Berlin, Februar 1941

Elektron-Spritzguß im Flugzeugbau?

Nachdem sich der Flugzeugbau von der Einzelfertigung gelöst hat und in den letzten Jahren immer mehr zur Großserienherstellung übergegangen ist, wurde auch die Verwendung von Spritzgußstücken im Flugzeugbau möglich. Neben der Erzielung geringster Baugewichte sind als weitere Vorzüge des Elektron-Spritzgusses noch die vollkommene Austauschbarkeit der hergestellten Abgüsse, die geringe spangebende Bearbeitung und, wie das obige Bild zeigt, die Möglichkeit des Einspritzens von Stahlteilen zu erwähnen.

Auch Sie sollten sich mit der Frage der Elektron-Spritzguß-Verwendung näher befassen. Unsere einschlägigen Druckschriften und die reichen Erfahrungen unseres technischen Beratungsdienstes stehen Ihnen auf Wunsch zur Verfügung.

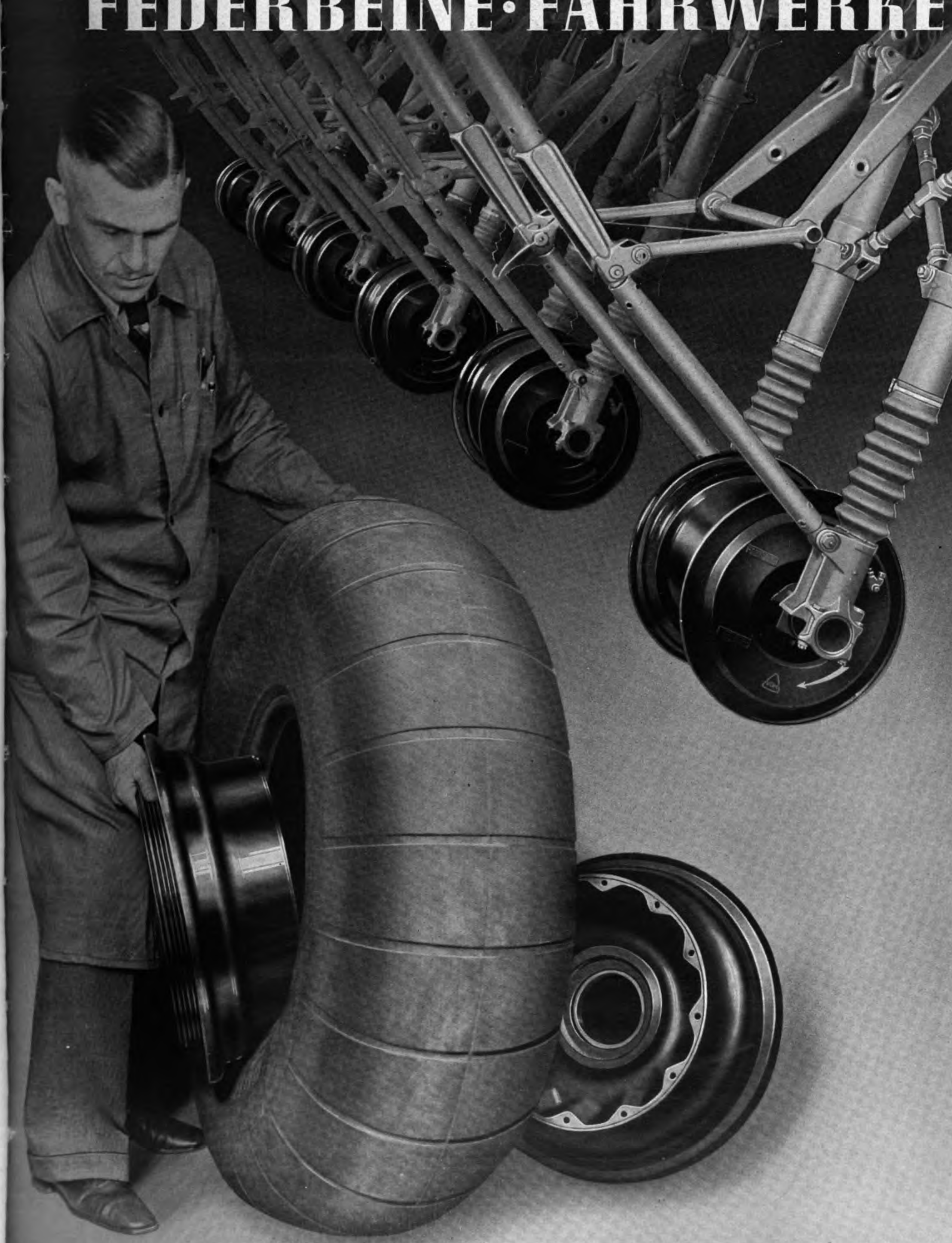
ELEKTRON *leicht und fest*

I. G. FARBENINDUSTRIE AKTIENGESELLSCHAFT BITTERFELD



C 10

VDM FLUGZEUGRÄDER
FEDERBEINE · FAHRWERKE

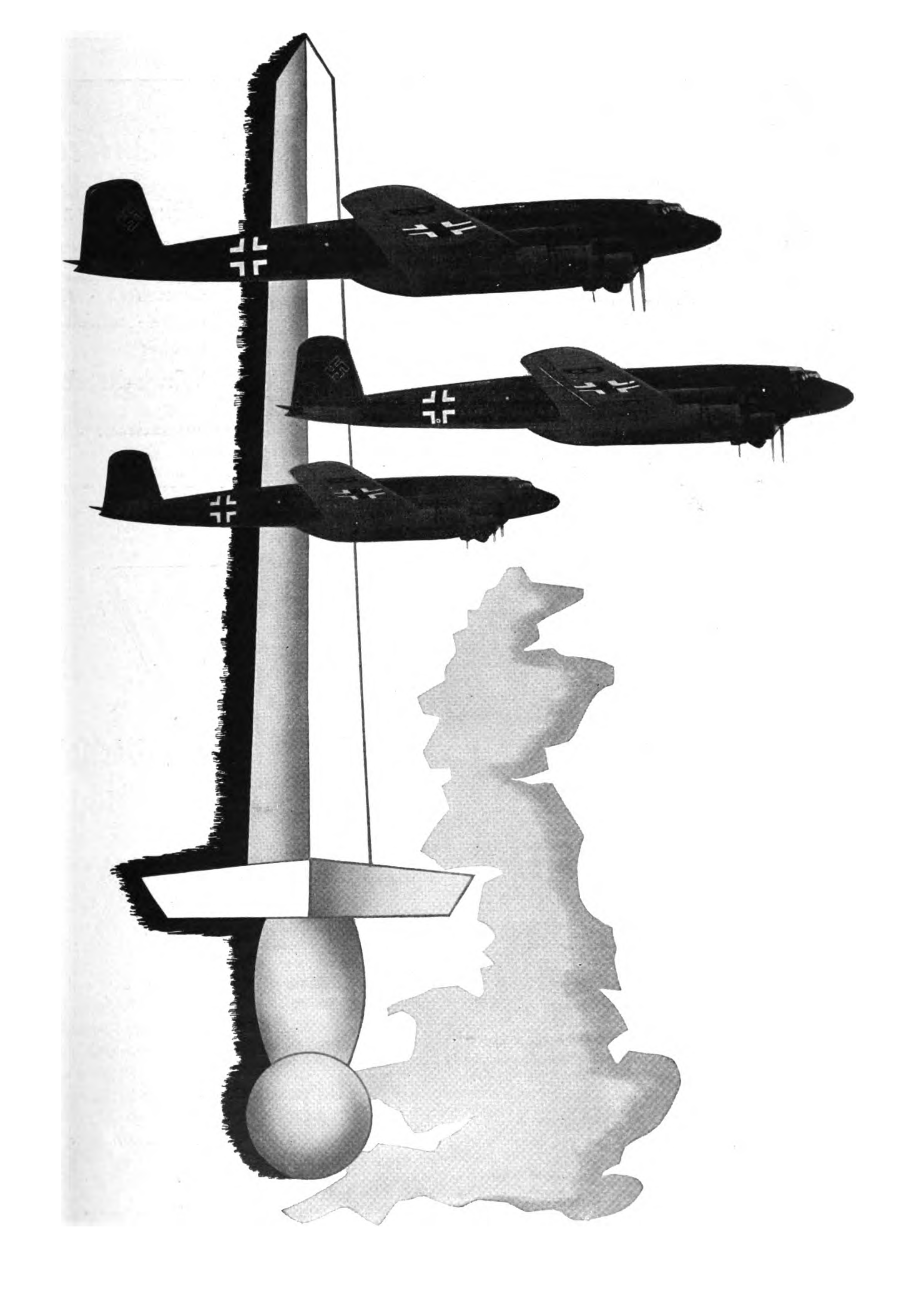


VEREINIGTE DEUTSCHE METALLWERKE A.G.


Rüstungsbetrieb nach
einem Großangriff der
JUNKERS
STUKAS
JU88
JUNKERS FLUGZEUG- UND -MOTORENWERKE A.-G. DESSAU

Spezial-Manschetten u. Dichtungen für hydraulische Konstruktionen





FOCKE-WULF FLUGZEUGBAU GMBH., BREMEN

FAMO

Prüfstände

IM KRAFTFAHRZEUGWESEN

Bremsprüfstände mit Wasserwirbelbremse Bauart Junkers

IN DER LUFTFAHRT

Flugmotoren-Prüfstände für Serie u. Entwicklung · Pumpen-Prüfstände · Bremsanlagen D.V.L.-FAMO

IN DER MARINE

Bremsprüfstände mit Wasserwirbelbremse bis zu den größten Leistungen

FÜR DIE KRAFTMASCHINEN-INDUSTRIE

Wasserwirbelbremsen Bauart Junkers für alle Leistungen und Drehzahlen zur Erprobung von Kraftmaschinen aller Art

FAMO

FAHRZEUG- UND MOTORENWERKE GMBH

Breslau 6

AUER - *Atemschutz*



Höhenatmer

Sauerstoffschutz- und Wiederbelebungsgeräte
Gasmasken · Frischluftgeräte · Luftschutzraumbelüfter

Windschutzbrillen

AUERGESELLSCHAFT AKTIENGESELLSCHAFT · BERLIN N 65



Mechanische Werkstätten Neubrandenburg

G. m. b. H.

NEUBRANDENBURG (MECKLBG.)

*

Spezialfabriken für:

Abwurfgeräte mit elektrischer oder mechanischer Auslösung · Maschinengewehr-Drehringe, -Lafetten und -Synchronisatoren · Drehbare Flugzeugkuppeln aus Plexiglas · Maschinengewehr-Übungs- und Lehrgeräte für Flugzeugführer, Flugzeugbeobachter und Waffenmeister · Luftzieldarstellungen durch horizontale und vertikale Schleppscheiben · Übungs- und Prüfgeräte für Bombenvisiere

*

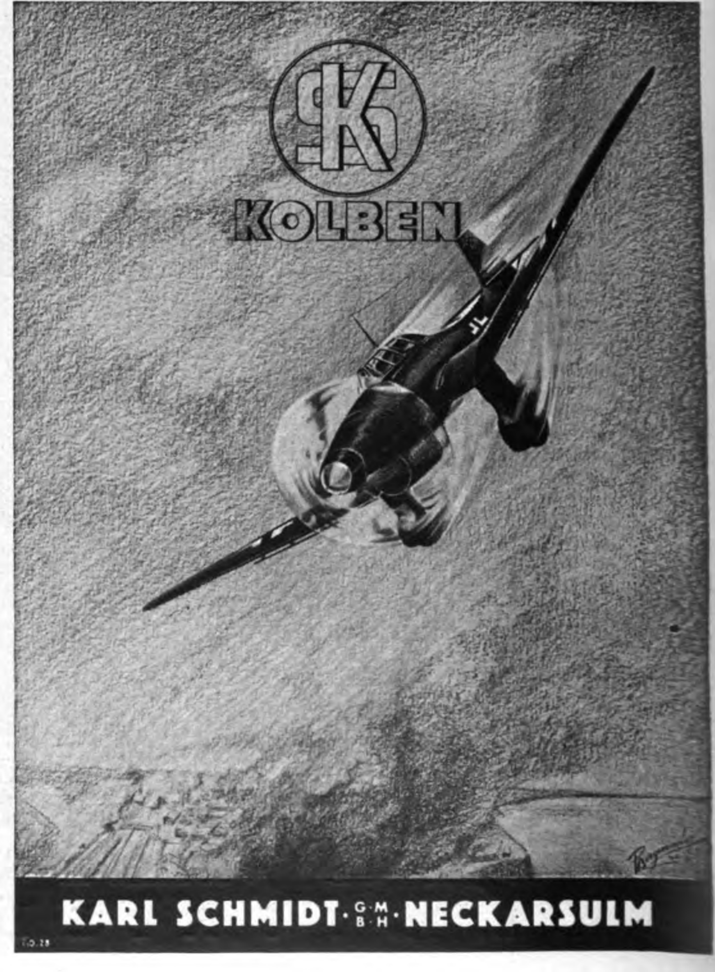
Vertretungen in allen Staaten

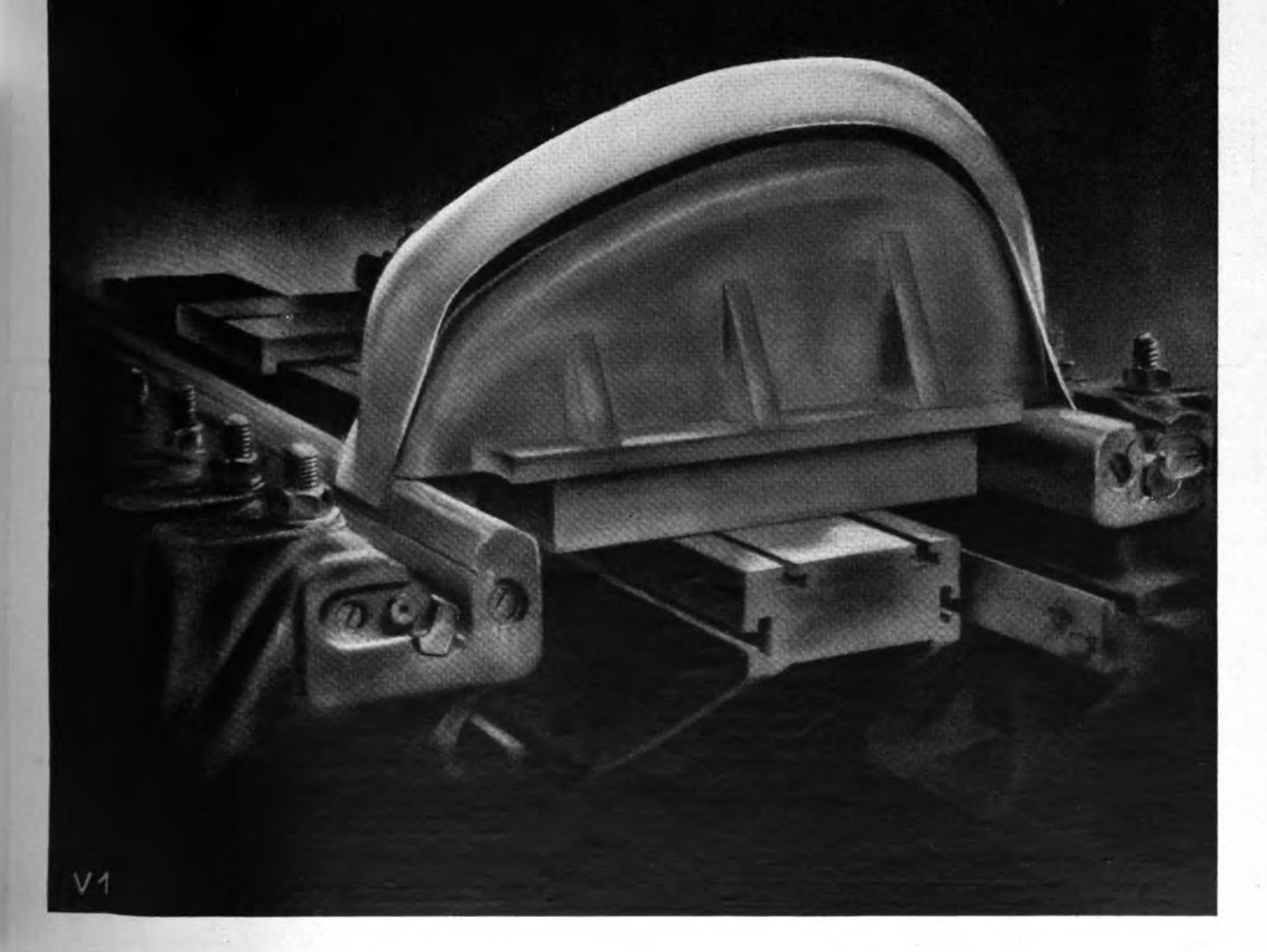
*


Das Kampfflugzeug
DORNIER DO 215
verbindet hervorragende Flugeigenschaften mit hoher Kampfkraft. — Die Anordnung der Waffen gewährleistet beste Schußfelder nach allen Richtungen
Die geräumige Vollsichtkanzel nimmt die gesamte 4-köpfige Besatzung auf, die in Flug und Kampf ideal zusammen arbeitet

Für höchste Leistung
BEHR-KÜHLER
SÜDDEUTSCHE KÜHLERFABRIK JULIUS FR. BEHR STUTTGART-FEUERBACH







V1



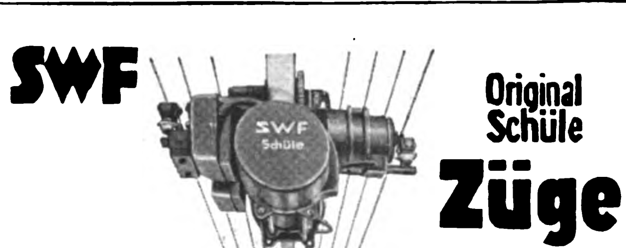




von RICH. SEIFERT & Co.
HAMBURG 13



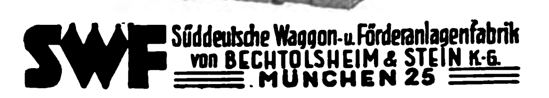
SWF

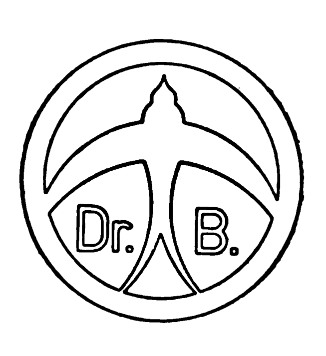


Original Schüle

Züge

mit und ohne Feingang. Tausendfach im In- und Auslande bewährt. Für ortsfeste Aufhängung und mit Fahrwerken. Tragfähigkeit 150 bis zu 10 000 kg





Dr.-Ing. Boehme & Co.

Lüdenscheid / Minden

Sonderausrüstungen für Flugzeuge


NKF
LEICHTMETALL
BLECH-
VERFORMUNGEN
KÜHLER
AUS
LEICHTMETALL
NEUE KÜHLER- UND FLUGZEUGTEILE-FABRIKEN
KURT HODERMANN
HAUPT-VERWALTUNG: BERLIN-TEMPELHOF, COLDITZSTRASSE 27 u. 29



DURALUMIN

Mit größter Sorgfalt wird Flugzeugteil für Flugzeugteil gefertigt, um höchste Leistung und Sicherheit zu erzielen. Die besondere Eignung des hierzu verwendeten Materials ist wichtigste Vorbedingung; es muß leicht sein und doch den härtesten Beanspruchungen stärksten Widerstand bieten. Duralumin hat diese Forderungen restlos erfüllt und darüber hinaus seine Zuverlässigkeit bewiesen.

DÜRENER METALLWERKE A. G.

Hauptverwaltung Berlin-Borsigwalde

LuftluBild: Luftschraubenbau in den Junkers-Werken.

DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN

MIT MITTEILUNGEN DER DEUTSCHEN AKADEMIE DER LUFTFAHRTFORSCHUNG
UND DER LILIENTHAL-GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRTFORSCHUNG

Herausgegeben unter Mitwirkung des Reichsluftfahrtministeriums. Hauptschriftleitung: Otto Hollbach

Luftwissen, Band 8 N 2, S 33/64 Berlin, Februar 1941

Atempause für England?

Schon einmal in diesem Kriege, vor einem Jahr, stand die stärkste Militärmacht der Erde mit angeschlagenem Gewehr bereit, ohne daß es zur entscheidenden Schlacht gekommen wäre. Die Umwelt reagierte verschieden auf dieses unerklärlich scheinende Phänomen. Einige schüttelten die Köpfe, die Mehrzahl aber höhnte und spottete, unverständlicherweise auch die, die es am meisten betraf: Unsere Feinde. Ihre Fachleute hätten aus dem Polenfeldzug lernen sollen; aber General *Ironside* erklärte im Gegenteil, nun sei jede Gefahr für die Feindmächte beseitigt, *Hitler* habe den günstigen Moment verpaßt. Bis im Frühjahr 1940 der Sturm losbrach und in unwahrscheinlich kurzer Zeit den letzten Gegner vom Kontinent fegte.

Die Lage ist heute wieder ähnlich, wenn sie auch für die deutschen Waffen unvergleichlich günstiger ist. Nur ein Feind ist Deutschland noch geblieben, der bisher an allen Punkten, wo er sich nur stellte, entscheidend geschlagen wurde. Der Führer konnte daher am 30. Januar 1941 feststellen: „Schon das Jahr, das hinter uns liegt, und der letzte Teil des vorvergangenen Jahres haben praktisch diesen Krieg entschieden.“ In England aber hat *Ironside* zahlreiche Nachfolger gefunden, die - mit der stillen oder lauten Hoffnung auf Amerika - wieder von versäumten Gelegenheiten sprechen. Sie vergessen dabei, daß bisher das nationalsozialistische Deutschland alle Möglichkeiten ins Auge gefaßt hat. Es ist nicht ersichtlich, warum es das heute nicht getan haben sollte. „Auf was hoffen sie? Auf andere Hilfe? Auf Amerika? Ich kann nur eines sagen: Wir haben jede Möglichkeit von vornherein einkalkuliert!“ (Der Führer am 30. Januar 1941.)

Aber abgesehen von der unverhältnismäßig vorteilhafteren Lage, in der sich die deutsche Wehrmacht im Vergleich zum entsprechenden Zeitabschnitt des Vorjahres heute befindet, unterscheidet sich der Januar 1941 erheblich vom gleichen Monat des Vorjahres. Die neugewonnene Angriffsbasis, vom äußersten Norden bis hinunter nach Sizilien, die sich in der Luftlinie über rund 4000 Kilometer erstreckt und ungeahnte Angriffsmöglichkeiten bietet, kommt natürlich in erster Linie



Bild: PK-Brandt-PBZ

Focke-Wulf „Condor“ auf einem Feldflughafen



Bild: PK-Brandt-PBZ

Die „schwarzen“ Männer vom Bodenpersonal bei der Durchsicht des Focke-Wulf „Condor“ nach einer Fernunternehmung

der Kriegsmarine und der Luftwaffe zugute. Der grundlegende Unterschied gegenüber 1940 liegt darin, daß die in dieser Basis liegenden Möglichkeiten trotz des gerade für den See- und Luftkrieg ungünstigen Winterwetters - soweit es die Verhältnisse zulassen - in stärkstem Maße ausgenutzt werden. Denn das Wort des Führers, daß die deutschen U-Boote und Flugzeuge sich im kommenden Frühjahr England vorstellen werden, bedeutet nicht, daß sie sich bis dahin ängstlich verbergen. Jeder einzelne OKW-Bericht des Januar 1941 zeigt, daß sie da sind.

Das, was sich also jetzt bei oberflächlicher Betrachtung als „Kampfpause“ darstellt, wird sich schon noch zur rechten Zeit als die Periode der Arbeit für einen neuen Schlag herausstellen, wie ihn nur die deutsche Wehrmacht zu führen pflegt. Die Erfolge, die von der Luftwaffe in den Wintermonaten errungen werden, mögen im einzelnen und für sich betrachtet nicht gewaltig sein; doch für das Endergebnis sind auch sie in ihrer Summe wesentlich für den Endsieg. Am 1., 6., 7., 8., 9., 30. und 31. Januar verzeichnete der Wehrmachtbericht erfolgreiche Angriffe mit guter Trefferlage auf wichtige Rüstungswerke, darunter chemische Fabriken, eine Kugellagerfabrik und ein Motorenwerk bei Coventry; neben den fast täglichen Angriffen auf London und der bei jeder Wetterlage durchgeführten bewaffneten Aufklärung wurden auch zahlreiche größere Angriffe geflogen, so am 2. Januar auf Cardiff als Vergeltung für den Überfall auf Bremen, am 4. auf Bristol, am 5. auf Avonmouth, am 10. auf Manchester und Liverpool, am 14. auf Plymouth, am 16. auf eine ungenannte Stadt in Mittelengland, am 17. auf einen Hafen in Westengland und am 19. auf Swansea. Das bedeutet neben den tatsächlichen Schäden, die, wie zum Beispiel Trefferbilder aus Bristol erkennen lassen, recht erheblich sind, eine unausgesetzte Beunruhigung der Bevölkerung und Verlust unersetzlicher Arbeitsstunden durch Fliegeralarm.

Direkte und indirekte Schäden müssen aber heute von einem Land getragen werden, das keineswegs mehr so frisch und unverbraucht ist, wie es der Mitwelt gerne vorspiegeln möchte. Am 2. Januar stellte der Abschlußbericht des OKW über das Jahr 1940 fest, daß die bisherige Wirkung des Kampfes auf England weit größer sei, als von außen erkennbar. Das bedeutet bei der vorsichtigen und zurückhaltenden Formulierung, deren sich das Oberkommando der Wehrmacht in seinen Veröffentlichungen befleißigt, einen erheblichen Schritt in Richtung auf den Endsieg.

Zwei weitere Einzelheiten zeichnen den „Kampfpausenmonat“ Januar noch besonders aus: Der Öffentlichkeit wurde der neue deutsche Langstreckenbomber Focke-Wulf „Condor“ vorgestellt, und deutsche Fliegerverbände traten neben ihren Kameraden von der italienischen Luftwaffe im Kampfgebiet Mittelmeer an. Zwei englische Lügen fanden damit ihre Widerlegung durch die Tat; die eine, daß es im Gebäude der Achse zu kriseln beginne und zwischen dem Führer und dem Duce ernste Meinungsverschiedenheiten entstanden wären; die andere, daß die deutschen Konstrukteure ihr Pulver bereits verschossen hätten und nicht mehr in der



Gegen den gemeinsamen Feind

Flugzeuge der deutschen und der italienischen Luftwaffe auf einem Flugfeld

Bild: Luce-Atlantis

Lage seien, wesentlich neue und für England gefährliche Typen herauszubringen.

Wie sinnlos diese letzte, bewußte oder unbewußte Unwahrheit ist, beweist ebenfalls gerade der Januar. Es verging fast kein Tag, an dem nicht die deutsche Luftwaffe der britischen oder der England hörigen Schiffahrt schwere Verluste zufügte. Am 2. und 3. waren es drei Vorpostenboote, am 6. ein 4000-Tonner aus einem Geleitzug, am 8. ein Minenräumboot, am 9. ein 10 000-Tonnen-Schiff, am 12. zwei Dampfer mit 8000 und 3000 BRT., am 14. 4000, am 20. 8000 BRT., am 22. ein Hochseeschlepper, am 23. ein Dampfer mit 3500 BRT., am 24. zwei mit zusammen 8100 BRT., am 26. ein 4000-Tonnen-Schiff und am 31. Januar schließlich ein Dampfer mit 3600 BRT. und ein kleineres Handelsschiff, die vom OKW-Bericht als von deutschen Bomben versenkt gemeldet wurden. Daneben wurden noch rund ein Dutzend Dampfer durch Bombenangriffe schwer beschädigt, von denen zumindest ein Teil als verloren angesehen werden muß. Mit wieviel Erfolg die deutsche Luftwaffe im Handelskrieg neben die gefürchteten U-Boote getreten ist, bestätigt auch der OKW-Bericht vom 22. Januar, demzufolge allein eine Kampfstaffel bisher 145 000 BRT. feindlichen Handelsschiffsraums versenkt hat.

Daß auch die Verluste kleinerer Schiffseinheiten für England heute schon ins Gewicht fallen, geht u. a. aus der Bekanntgabe des OKW hervor, daß allein bis zum 6. November 1940 7,16 Millionen BRT. sicher, weitere 3 Millionen wahrscheinlich versenkt wurden. Selbst wenn man die von England seit Kriegsausbruch „gecharterten" neutralen Schiffe und die Neubauten berücksichtigt, kommt man doch zu dem Ergebnis einer merkbaren Schwächung der Handelsschifftonnage, über die England zur Heranführung des lebenswichtigen Bedarfs noch verfügen kann; um so mehr, als zahlreiche Einheiten als Hilfskreuzer, Vorpostenboote und sonstige Hilfskriegsschiffe eingesetzt sein dürften. Besonders bedeutsam ist es aber, daß diese Angriffe auch im Winter nicht aussetzen und England somit um seine ersehnte Pause zum Atemholen kam.

Die Schädigung der britischen Handelstonnage ist im gleichen Maße Aufgabe der Kriegsmarine wie der Luftwaffe.

Die gewaltige Kampfkraft der deutschen Luftstreitkräfte, die sich in Polen zum erstenmal bewährt hat, steigerte sich beim Kampf im Westen; sie ist seitdem bestimmt nicht schwächer geworden. Wenn ein deutsches Fliegerkorps in den Mittelmeerraum verlegt werden konnte, ohne daß deswegen die Kampftätigkeit an der Hauptfront in irgendeiner Weise eingeschränkt werden mußte, ist das ein Zeichen für diese überragende Stellung der deutschen Luftwaffe. Wie peinlich die Entsendung deutscher Flieger nach dem Süden den Engländern inzwischen geworden ist, konnte man aus den Berichten des OKW, aber auch aus englischen Stimmen entnehmen. Nach den norwegischen Erfahrungen haben die Engländer es vorgezogen, ihre kostbaren großen Kriegsschiffseinheiten den deutschen Luftstreitkräften im Heimatraum lieber nicht entgegenzusetzen. Ein wesentlicher Teil der Schlachtflotte wurde in das Mittelmeer verlegt. Man glaubte in London, auf diesem Kriegsschauplatz die Grand Fleet, deren Prestige das Englands ist, noch verhältnismäßig ungefährdet einsetzen zu können. Schon die Erfolge der italienischen Luftwaffe hätten London warnen sollen. Aber man war schwerhörig, und so kam es zu jenem 10. Januar, an dem deutsche und italienische Fliegerverbände ein Schlachtschiff, einen Flugzeugträger, zwei Kreuzer und mehrere Zerstörer zum Teil schwer beschädigten, zum Teil versenkten. Nachfolgende deutsche Bombenangriffe gegen Malta und den Suezkanal gaben dem modernsten britischen Flugzeugträger, der „Illustrious", den Rest und griffen weiter nach der für Englands Mittelmeerflotte wichtigsten Lebenslinie.

Im Gegensatz zu England, für das also auch dieser Winter keine Atempause bedeutete, hat Deutschland seine Kräfte trotz aller Erfolge nur sparsam eingesetzt und alles zum letzten, entscheidenden Schlag gerüstet. Wie es gerüstet hat in diesen Monaten, mögen die Worte des Führers aus seiner letzten großen Rede unterstreichen: „Ich habe gerüstet, und zwar sehr gerüstet. Das deutsche Volk weiß es ja heute. Es weiß aber doch auch selbst noch lange nicht alles. Es ist aber auch gar nicht notwendig, daß alles gesagt wird. Das Entscheidende ist, daß alles geschehen ist!" und „Die Ausrüstung ist verbessert, und unsere Gegner werden sehen, wie sie verbessert wurde!"

Die „ruhigen" Wintermonate 1940/41 haben also für den, der sehen will, entscheidende Bedeutung. Beweisen sie doch die nach wie vor bestehende erhebliche Überlegenheit der deutschen Luftwaffe, die es ihr ermöglicht, auch unter ungünstigsten äußeren Verhältnissen die Zermürbung des Gegners fortzusetzen und so das Fundament zum entscheidenden Schlag zu legen. Wie dieser Schlag aber ausfallen wird, mag man aus den Hinweisen entnehmen, die der Führer in seiner Rede am 30. Januar gab. Trotz aller bisherigen Leistungen, der große Einsatz wird erst kommen. England aber hat inzwischen mehr geblutet, als ihm bei dieser Abrechnung zuträglich sein wird.

Reiner *Hofmann-Credner.*



Deutsche Bombe schweren Kalibers

Bild: PK-Boettcher-PBZ

Maschinennietung im Flugzeugbau

von Dr.-Ing. C. H. PLOCK
Focke-Wulf Flugzeugbau G. m. b. H., Bremen

Beim Bau von Flugzeugzellen in Ganzmetallbauweise spielt das Nieten eine überragende Rolle. Bedenkt man, daß beim Bau eines Focke-Wulf „Condor" allein 250 000 Niete zu schlagen sind, so wird diese Tatsache verständlich. Verständlich ist auch, daß man bei den ständig steigenden Anforderungen an den Flugzeugbau ein ganz besonderes Augenmerk dem Nieten zuwendet, um durch Mechanisieren Arbeitsstunden einzusparen mit dem Ziel, die Leistung zu erhöhen.

Das Nieten als Verfahren zum unlöslichen Aneinanderheften von flachen Werkstücken wird im Flugzeugbau in zwei Hauptarten angewendet, als Glatthautnietung und als Rundkopfnietung. Während sich die letztere im Aussehen und Fertigung nicht wesentlich von den bekannten Nietungen des allgemeinen Maschinenbaues unterscheidet, hat die Glatthautnietung als besonders bei schnellen Flugzeugen unerläßliche Forderung des Aerodynamikers dem Fertigungstechniker einige Aufgaben gestellt. Grundsätzlich kennt man Pilzniete (Bilder 1—4) und Flachsenkniete (Bilder 5 bis 25). Während beim Pilzniet der nach außen sitzende Senkkopf als Schließkopf geschlagen wird, ist beim Senkniet der Senkkopf stets als Setzkopf vorhanden.

Bei Blechen über 1,2 mm Stärke wird die zur Aufnahme des Senkkopfes erforderliche Senkung meist spanabhebend mit einem drehenden fräserartigen Senkwerkzeug, oft in Verbindung mit dem Bohren, vorgenommen (Bilder 5—7). Bei Blechen unter 1,2 mm Stärke erfolgt das „Durchsetzen" oder „Warzen" spanlos entweder mit dem Niet selbst (Bilder 18 bis 20) oder mit Werkzeugen, die in Nietpressen Verwendung finden (Bilder 21—25). Soll ein starkes Blech mit einem schwachen durch Glatthautniete verbunden werden, wobei das dünnere Blech außen liegt, so wird das stärkere Blech spanabhebend, das schwächere spanlos entweder mit dem Niet selbst (Bilder 8—11) oder vor dem Nieten mit einem Werkzeug durchgesetzt (Bilder 12—17). Das unmittelbare Durchsetzen der Bleche mit dem Niet ist wirtschaftlicher, doch soll allgemein die Nietung bei Anwendung von Durchsetzwerkzeugen eine glattere Oberfläche ergeben, soweit es sich um Handnietung handelt.

Das Bestreben nach Mechanisierung der Nietung kann sich in verschiedenen Richtungen auswirken. Zunächst lassen die einfachen Nietpressen den Wunsch erkennen, die Nietung selbst, also nur das Kopfen, schnell und zuverlässig ausführen zu können. Sie bestehen im wesentlichen, wie alle Nietmaschinen, aus einem Nietbügel, in dem ein festes und ein mit dem anderen genau in einer Achse liegendes verschiebbares Werkzeug gehaltert ist, zwischen denen das Niet gekopft wird. Dabei kann das Kopfen durch langsam wirkenden Druck, durch einen einzelnen Schlag oder mehrere Schläge erfolgen. Läßt man mehrere zur Nietung gehörende Arbeitsgänge mit einer Nietmaschine zusammen ausführen, so spricht man von einem Halbautomaten. So kann man beispielsweise das Einführen des Nietes mit dem Durchsetzen und Kopfen vereinigen. Das Bohren muß dabei noch außerhalb der Maschine als besonderer Arbeitsgang durchgeführt werden. Unter Nietautomat versteht man eine Maschine, die auch das Lochen der Bleche und die folgenden Arbeitsgänge, wie Einführen und Kopfen, selbständig ausführt, wobei der Vorschub der Bleche wie bei der vorhergehenden Art noch von Hand vorgenommen werden muß. Übernimmt die Maschine auch diese Arbeit vollselbständig, so kann man von einem Vollautomaten sprechen.

Die Grenzen der Anwendung von Nietmachinen liegen in der Größe des Gegenhalters begründet. Wie schon erwähnt, hat er die Aufgabe, Ober- und Unterwerkzeug festzuhalten und den Nietschließungsdruck aufzunehmen. Dieser ist am größten beim langsamen Verformen durch die Presse, kleiner beim Einschlaghammer und am geringsten beim Vielschlaghammer. Beim langsamen Stauchen benötigt ein 3 mm-Duralniet kurz nach dem Glühen 1200 kg, ein 4 mm-Niet 2000 kg Preßdruck. Beim Vielschlaghammer ist dagegen nur eine entsprechend kleinere Gegenhaltermasse erforderlich, die sogar schon von Hand festgehalten werden kann. Demnach werden sich die Bauarten der verschiedenen Nietmaschinen festigkeitsmäßig sehr stark unterscheiden. Als Werkstoff hat sich Guß wegen seiner geringen Dehnung sehr gut bewährt (Abb. 26, 27) aber auch geschweißte Blechkonstruktionen befriedigen, vorausgesetzt, daß man sie genügend stark bemaßt. Trotz der Vorteile der leichteren Bauart scheint neuerdings die Arbeitsweise des Nietpressens dem Schlagen mit Vielschlaghammer-Maschinen vorgezogen zu werden, zumal das störende Geräusch des Vielschlaghammers nachteilig empfunden wird. Außerdem ist beim Pressen die Kopfhöhe des Nietes leichter gleichmäßig zu halten. Bei den Nietpressen sind die verschiedensten Antriebsarten im Gebrauch. Vorherrschend dürfte wegen ihrer weichen, zügigen Arbeit die Preßluft sein. Dazu hat sie den Vorteil der leichten Steuerbarkeit (Abb. 27, 28).

Grundsätzlich die gleichen Vorteile hat der Antrieb mit Drucköl, wobei der Druck auf das Öl mittels sogenanntem Multiplikator aufgebracht wird. Hier stellt das Öl den hydraulischen Hebel dar, jedoch mit dem Vorteil, daß der mit dem Werkzeug unmittelbar verbundene Preßkolben wesentlich kleinere Abmessungen hat als bei unmittelbarem Luftantrieb, wodurch mechanische Hebel wegfallen (Abb. 29).

Fußantrieb zur Erzeugung des Stauchdrucks läßt sich selbstverständlich nur bei kleinen Nietdurchmessern durchführen, wobei der Kraftaufwand nicht allzu groß ist (Abb. 26). Der unmittelbare Antrieb wird oft dem Kraftantrieb wegen der gefühlsmäßigen Handhabung vorgezogen. Der Antrieb durch Elektromotor, der auch angewendet wird, erfolgt meist so, daß der ständig laufende Motor für je einen Nietvorgang mit einem Exzenter- oder Kurbelantrieb gekuppelt wird, wie das von normalen Exzenterpressen her bekannt ist, die oft auch zum Nieten verwendet werden.

Um die Schließköpfe bei einer Nietung stets in gleicher Höhe zu halten, wird im allgemeinen am beweglichen Werkzeug ein Anschlag vorgesehen. Dieser normalen Ausführung steht eine Ausnahme gegenüber. Die pneumato-hydraulische Maschine der Abb. 29 läßt eine Regelung des Luftdruckes zu in der Weise, daß man für einen bestimmten Nietdurchmesser nur einen bestimmten Luftdruck einstellt, wodurch bewirkt wird, daß die Schließköpfe, deren fortschreitende Verformung einen stets steigenden Druck erfordert, nur eine gewisse Stärke erhalten.

Die Frage der Überbrückungshöhe, worunter man das Maß versteht, um das man Ober- und Unterwerkzeug voneinander entfernen kann, um Werkstücke mit größerer Höhe einführen zu können, spielt neben der Ausladung bei Nietpressen für den Flugzeugbau eine große Rolle, da es im wesentlichen beim heutigen Zellenbau darauf ankommt, Bleche mit Blechprofilen oder Formteilen, die eine gewisse Höhe haben, zu verbinden. Um diese Teile in die Maschine einführen zu können, müssen die Nietwerkzeuge entweder nach jedem Arbeitsgang oder durch besondere Betätigung genügend weit auseinandergehen. Bei Fußpendel- und Exzenterpressen spielt es keine Rolle, den jeweiligen Arbeitshub genügend groß zu machen, anders bei Preßluftantrieb. Hier würde ein sehr langer Zylinder notwendig sein, der unnötig viel Preßluft verbrauchen würde. Man schafft daher den Überbrückungsweg z. B. durch einen Exzenter, den man unter einem der Werkzeuge anbringt, wodurch man dieses beim Ein- oder Ausführen hoher Werkstücke absenken kann (Abb. 28). Auch andere Maschinenelemente wie Bajonett-



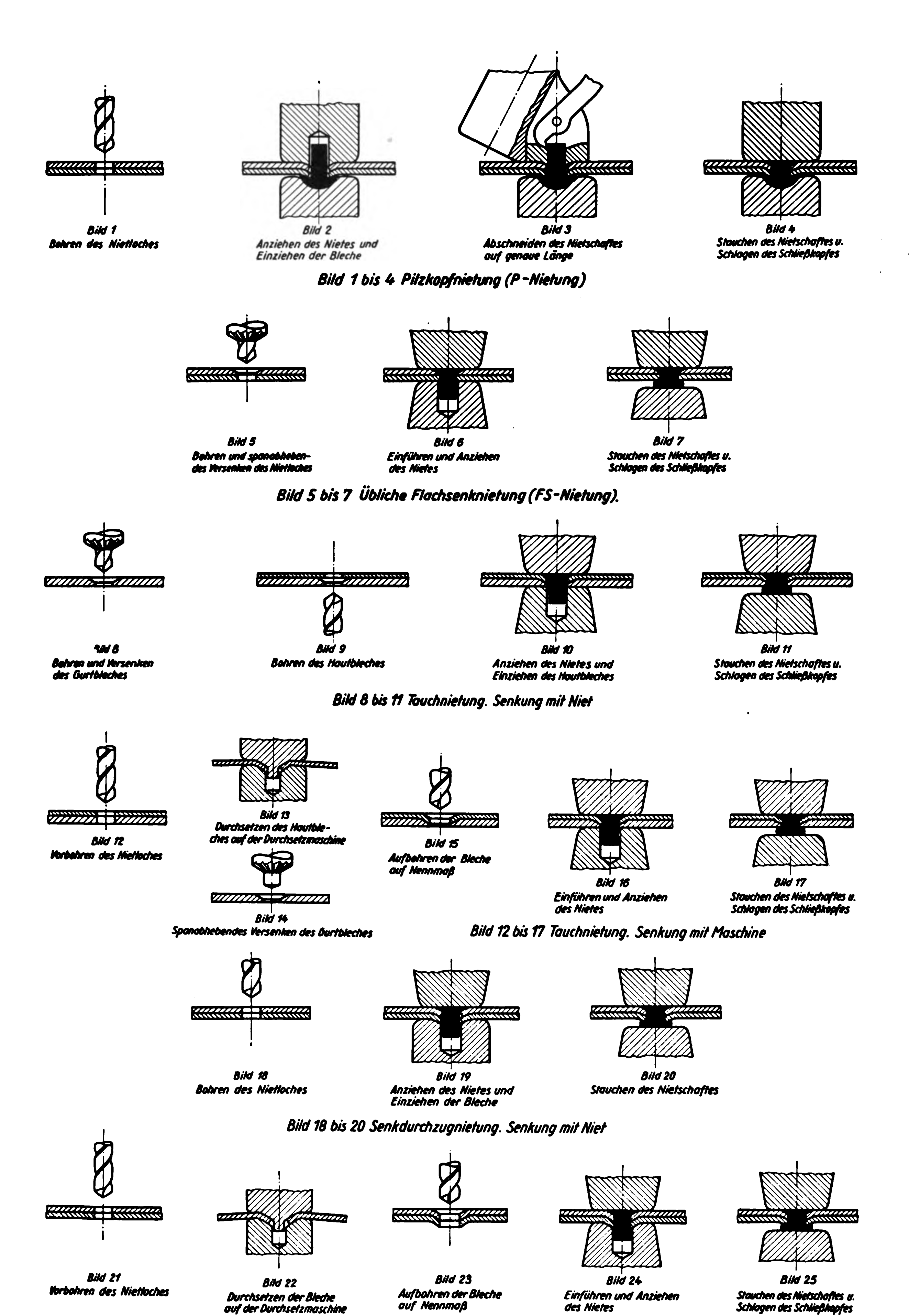


Bild 1
Bohren des Nietloches

Bild 2
Anziehen des Nietes und Einziehen der Bleche

Bild 3
Abschneiden des Nietschaftes auf genaue Länge

Bild 4
Stauchen des Nietschaftes u. Schlagen des Schließkopfes

Bild 1 bis 4 Pilzkopfnietung (P-Nietung)

Bild 5
Bohren und spanabhebendes Versenken des Nietloches

Bild 6
Einführen und Anziehen des Nietes

Bild 7
Stauchen des Nietschaftes u. Schlagen des Schließkopfes

Bild 5 bis 7 Übliche Flachsenknietung (FS-Nietung).

Bild 8
Bohren und Versenken des Gurtbleches

Bild 9
Bohren des Hautbleches

Bild 10
Anziehen des Nietes und Einziehen des Hautbleches

Bild 11
Stauchen des Nietschaftes u. Schlagen des Schließkopfes

Bild 8 bis 11 Tauchnietung. Senkung mit Niet

Bild 12
Vorbohren des Nietloches

Bild 13
Durchsetzen des Hautbleches auf der Durchsetzmaschine

Bild 14
Spanabhebendes Versenken des Gurtbleches

Bild 15
Aufbohren der Bleche auf Nennmaß

Bild 16
Einführen und Anziehen des Nietes

Bild 17
Stauchen des Nietschaftes u. Schlagen des Schließkopfes

Bild 12 bis 17 Tauchnietung. Senkung mit Maschine

Bild 18
Bohren des Nietloches

Bild 19
Anziehen des Nietes und Einziehen der Bleche

Bild 20
Stauchen des Nietschaftes

Bild 18 bis 20 Senkdurchzugnietung. Senkung mit Niet

Bild 21
Vorbohren des Nietloches

Bild 22
Durchsetzen der Bleche auf der Durchsetzmaschine

Bild 23
Aufbohren der Bleche auf Nennmaß

Bild 24
Einführen und Anziehen des Nietes

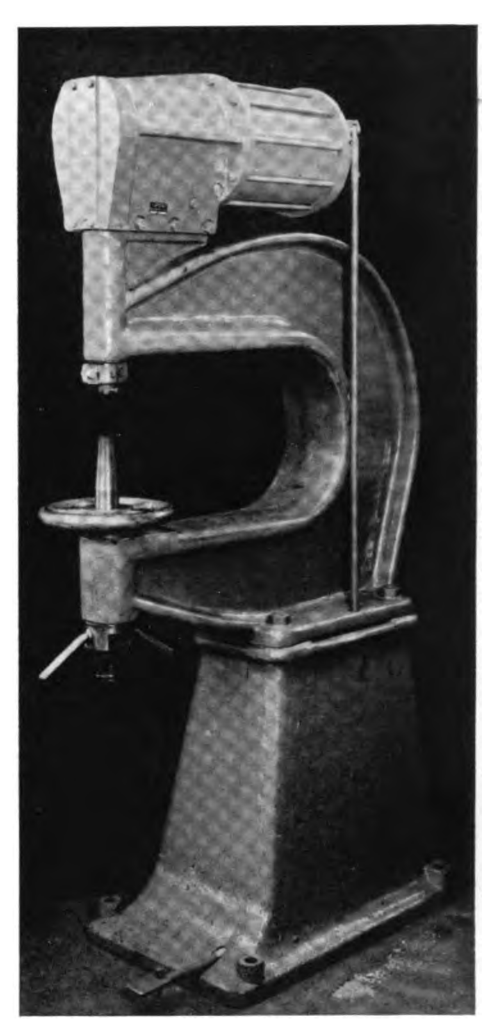
Bild 25
Stauchen des Nietschaftes u. Schlagen des Schließkopfes

Bild 21 bis 25 Durchsetznietung. Senkung mit Maschine

verschlüsse, Kniehebel und dergleichen bewähren sich hier. Am bequemsten ist das Absenken und Anheben durch einen besonderen Preßluftkolben mit selbsttätiger Verriegelung, was auch schon ausgeführt wurde.

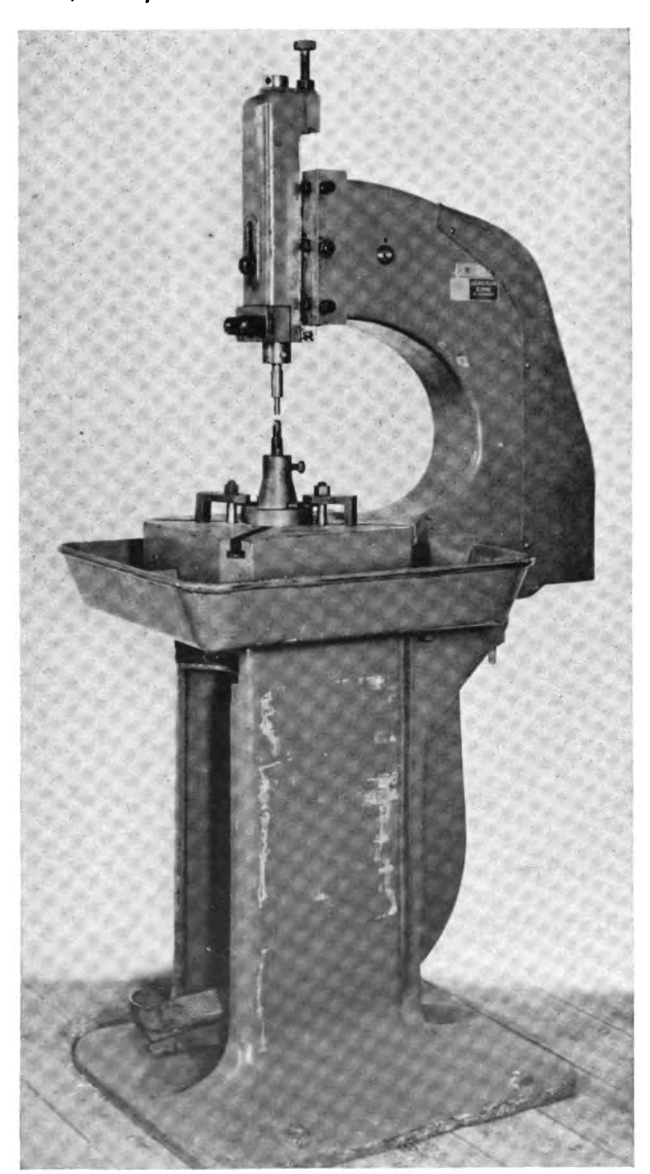
Bei den halbautomatischen Nietmaschinen muß das Blech so in die Maschine gebracht werden, daß das Niet einwandfrei in das vorher außerhalb der Maschine hergestellte Bohrloch gelangen kann. Um dieses Ziel einwandfrei zu erreichen, sieht eines der bekannten Maschinenmuster[1]) (Abb. 30) im Unterwerkzeug einen sogenannten Suchstift vor, dessen Stärke genau dem zu verarbeitenden Nietdurchmesser entspricht (Abb. 31). Dieser Suchstift bildet einen Teil des unteren Nietdöppers, in den er federnd eingedrückt werden kann, bis er mit dem röhrenförmigen Döpper eine glatte Oberfläche bildet. Er ragt im Ruhestand über das Unterwerkzeug der Maschine hinaus. Ist ein Blech aufgeschoben und das Niet durch den oberen Döpper mit kräftigem Druck eingeführt, so weicht er federnd nach unten zurück, bis das Unterwerkzeug zum Kopfschließhub ansetzt.

Es leuchtet ein, daß das Blech während des gesamten Vorganges einwandfrei in seiner Längslage gehalten werden muß. Vor Beginn des eigentlichen Arbeitsganges setzt sich daher eine Blechschlußhülse von oben auf das Blech und klemmt es fest. Diese Anordnung erfordert ein genaues Übereinstimmen der Werkzeuge, ergibt aber zufriedenstellende Ergebnisse.


Abb. 27 Preßluft-Nietpresse mit gegossenem Bügel

Die Anwendung dieser Maschine für Senkniete in dicken Blechen ist ohne weiteres klar. Hier muß das Nietloch vorher ausgesenkt werden. Ein vorheriges Durchsetzen von dünnen Blechen auf einer besonderen Maschine läßt sich jedoch vermeiden, da die Maschine in der Lage ist, das Durchsetzen mit dem Niet auszuführen. In diesem Fall wird das Niet soweit an das Blech herangedrückt, bis die Nietoberfläche mit der Blechoberfläche bündig ist. Anschließend wird von unten das Niet gekopft.

Eine weitere Art von Halbautomaten[2]) verzichtet auf die Anwendung eines Suchstiftes und benutzt das Niet selbst dazu, indem es so in das Unterwerkzeug gebracht wird, daß der Kopf festgehalten wird, der Schaft dagegen frei nach oben steht. Das Bohrloch im Blech wird unmittelbar auf das Niet geschoben, das im Augenblick des Nietens losgelassen wird (Abb. 32). Das Oberwerkzeug einer solchen Nietmaschine kann beliebig gestaltet werden, da es keine verwickelten Bauteile besitzt. Lediglich die Anwendung eines Blechschlusses ist empfehlenswert. Vielfach wird als besonderer Vorteil angesehen, daß man beim Nieten mit Maschinen dieser Art stets den Schließkopf beobachten kann. Er kann auch spanlos durchgesetzt werden. In diesem Fall ist ein besonderes Oberwerkzeug erforderlich. Die Blechschlußhülse wird so weit zurückgeschoben, bis der untere Rand nur noch um Schließkopfhöhe dem Döpper vor-


Abb. 26.
Nietpresse mit Fußpendelantrieb. Gußeisenausführung des Bügels

[1]) *Gemeinschaftsentwicklung der Focke-Wulf Flugzeugbau GmbH., Bremen, und der Frankfurter Maschinenbau A. G., Frankfurt/Main.*

[2]) *Gemeinschaftsentwicklung der Firmen Focke-Wulf Flugzeugbau GmbH., Bremen, und Pedegeß, Sieper's Söhne, Krähwinklerbrücke.*



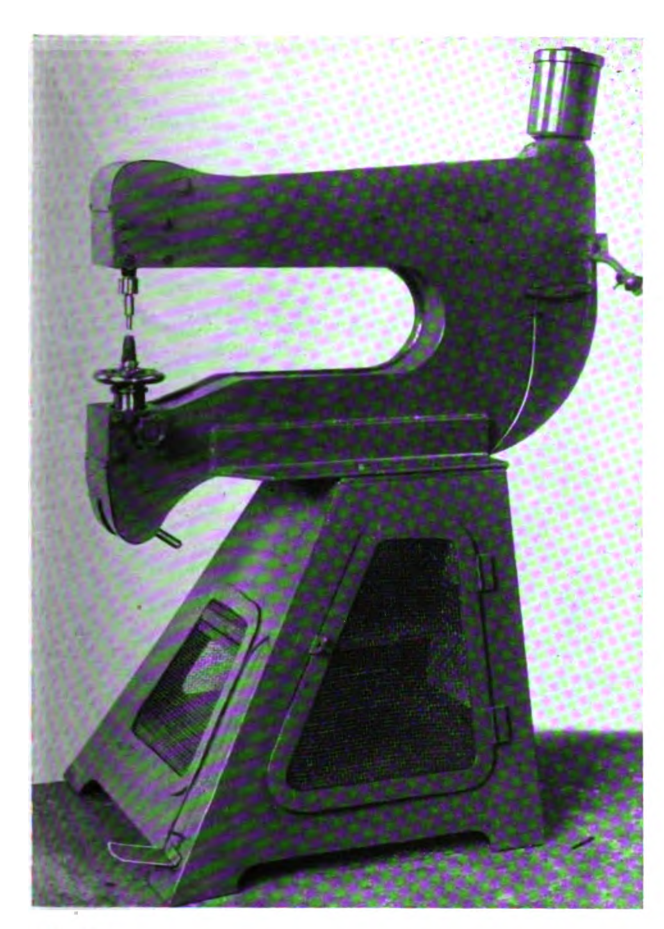


Abb. 28.
Preßluft-Nietpresse mit Bügel aus Stahlblechen geschweißt

steht. Mit einem solchen Werkzeug (Abb. 33) kann unter gutem Blechschluß eine sichere Durchsetzung in einem Arbeitsgang vorgenommen werden.

Schwierigkeiten bereitet besonders dem noch ungeübten Nieter das Einführen des Bohrloches auf den Suchstift oder auf das Niet, die ja unterhalb des Bleches sitzen. Um die Werkzeugachse zu kennzeichnen, hat sich eine optische Sucheinrichtung (Abb. 34) sehr gut bewährt, mit der man ein Fadenkreuz von oben her auf das Blech wirft. Da die Lage des Mittelpunktes dieses Fadenkreuzes durch die notwendige seitliche Anbringung eines Projektors mit der Höhe des Bleches relativ zum Bildwerfer sich ändern würde, wurden zwei kleine Bildwerfer angebracht, von denen jeder nur einen Strich abbildet. Der Schnittpunkt dieser beiden Striche liegt immer genau in der Werkzeugachse, unabhängig von der jeweiligen Höheneinstellung der Werkzeuge oder der Stärke der Bleche. Diese Einrichtung hat sich an den verschiedensten Nietmaschinen sehr gut bewährt. Bei den genannten Halbautomaten ist sie nahezu unentbehrlich.

Unter den Niet-Automaten kann man zwischen Stanz- und Bohr-Automaten unterscheiden. Das Stanzen ist zweifelsohne wesentlich bequemer und wurde schon vor einigen Jahren von der Engine and Research Corp. (Berliner) in Washington bei einer kleinen leistungsfähigen Maschine angewendet.

Im deutschen Flugzeugbau konnte sich diese Art der Lochherstellung nur schwer einführen, da man eine verminderte Dauerfestigkeit durch Haarrisse an den gestanzten Lochrändern befürchtete. Nachdem jedoch eingehende Versuche angestellt worden sind, zeigte es sich, daß diese Befürchtung nicht in allen Fällen zu Recht bestand.

Eine recht brauchbare Nietmaschine[3]) (Abb. 35) arbeitet auf die angegebene Weise. Bei dünnen Blechen kann sogar das Niet selbst als Stanzstempel benutzt werden.

Bei stärkeren Blechen ist ein besonderer Stempel vorgesehen, der ähnlich wie beim Halbautomaten zusammen mit einer Hülse das Döpperwerkzeug bildet (Abb. 36). Das Senken der Bleche erfolgt im gleichen Arbeitsgang mit dem Herstellen des Loches.

Das Unterwerkzeug kann durch einen Kniehebel, der mit einem Preßluftkolben verbunden ist, selbsttätig gesenkt und gehoben werden. Der Antrieb erfolgt durch Elektromotor über eine Kupplung, die durch Fußfernsteuerung betätigt wird.

Die zu vernietenden Bleche stehen während des gesamten Arbeitsganges unter sicherem Blechschluß. Eine mitteldeutsche Entwicklungsfirma stellte vor einiger Zeit einen Automaten her, bei dem keine Niete, sondern lediglich Nietdraht zugeführt wurde, der gleichzeitig als Stanzstempel diente; selbstverständlich nur bei der Verarbeitung von dünnen Blechen. An beiden Enden des Drahtstückes wurde beim Vernieten ein Schließkopf aufgebracht. Einen ähnlichen Weg geht ein süddeutsches Flugzugwerk, das bei einer Automaten-Neuentwicklung ebenfalls von der Drahtrolle arbeitet und jeweils während des Arbeitens der Maschine ein Stück Draht abkneift und den Setzkopf anstaucht.

---

[3]) *Gemeinschaftsentwicklung der Ernst Heinkel Flugzeugwerke, Rostock, und der Maschinenfabrik Fr. Niepmann, Gevelsberg.*

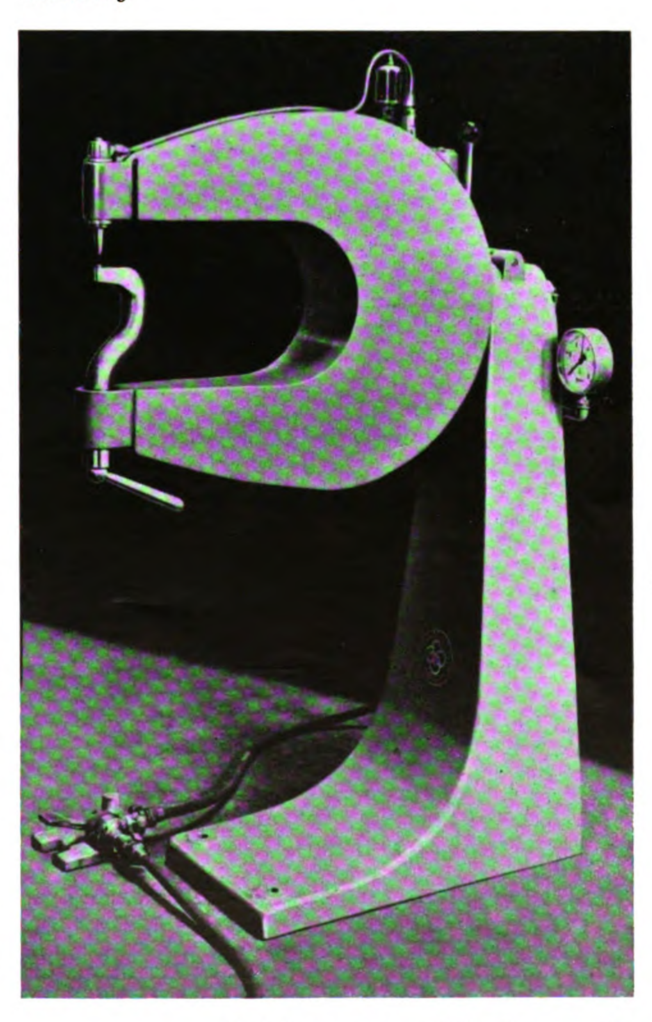


Abb. 29. ***Pneumato-hydraulische Nietpresse. Nietbügel aus Blech geschweißt***

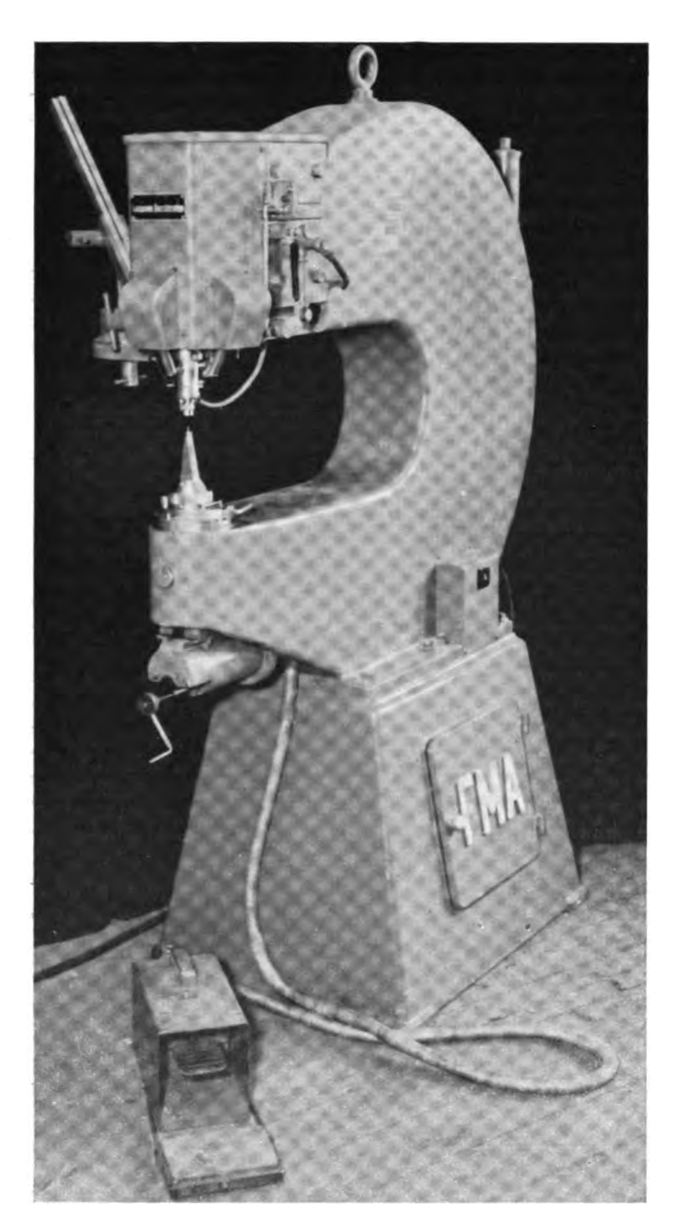


Abb. 30. *Niet-Halbautomat mit Suchstift*

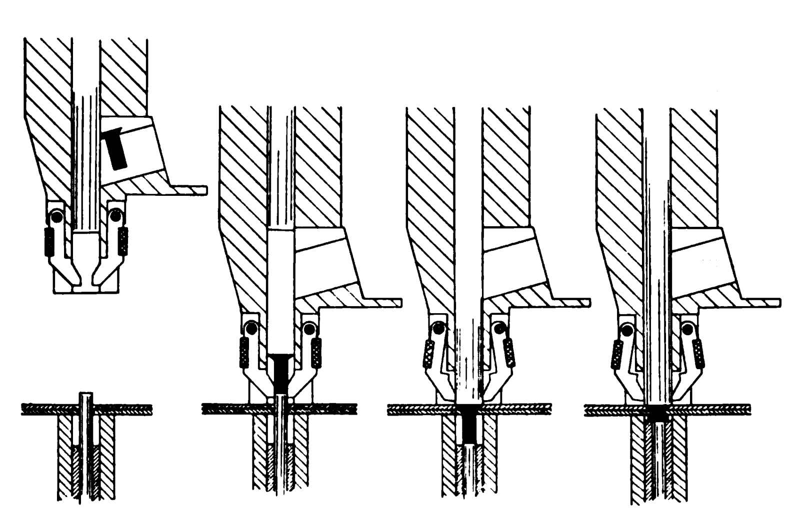
Die Maschine ist zum Stanzen oder Bohren eingerichtet und hat parallel verschiebbare Oberwerkzeuge, von denen das eine zur Lochherstellung, das andere zum Einführen und Kopfen des Nietes dient. Der Nietdruck wird mittels Elektromotor über Exzenter aufgebracht.

Eine Maschine, die als Automat- und Vollautomat eingesetzt werden kann, zeigt Abb. 37. Es ist ein durch Preßluft angetriebener Automat, der die Nietlöcher bohrt und die Schließköpfe mittels langsam schlagendem Vielschlaghammer erzeugt.

Die einzelnen Arbeitsgänge werden durch eine im Bilde sichtbare Kurvenscheibenwelle in folgender Weise ausgelöst:

1. Klemmen der zu vernietenden Bleche durch eine Gabel.
2. Bohren des Nietloches, falls nötig, spanabhebendes Versenken desselben.
3. Verschieben der Oberwerkzeuge. Hierdurch wird das Werkzeug zum Einführen und Kopfen des Nietes über das Nietloch gebracht. Der Blechschluß bleibt während der ganzen Zeit bestehen.
4. Senken des zweiten (linken) Werkzeuges und Einführen des Nietes.
5. Schlagen des Schließkopfes durch einen im Unterwerkzeug befindlichen Vielschlaghammer; bei dünnen Blechen und Senknieten erfolgt gleichzeitig das Durchsetzen.
6. Öffnen des Blechschlusses und Rückschieben der Oberwerkzeuge.
7. Falls die Maschine als Vollautomat läuft, Weiterschieben des Werkstückes um eine Nietteilung.

Die Maschine kann so eingestellt werden, daß die genannten Arbeitsgänge nach Auslösen des Fußhebels nur einmal durchlaufen oder aber sich ständig wiederholen. Die Zuführung der Niete kann entweder durch Niet-Sammelschienen oder durch einen Ordner geschehen. Bei Verwendung der Maschine als Vollautomat ordnet man rechts und links vom Werkzeug ein gesteuertes Rollenpaar zum Vor-



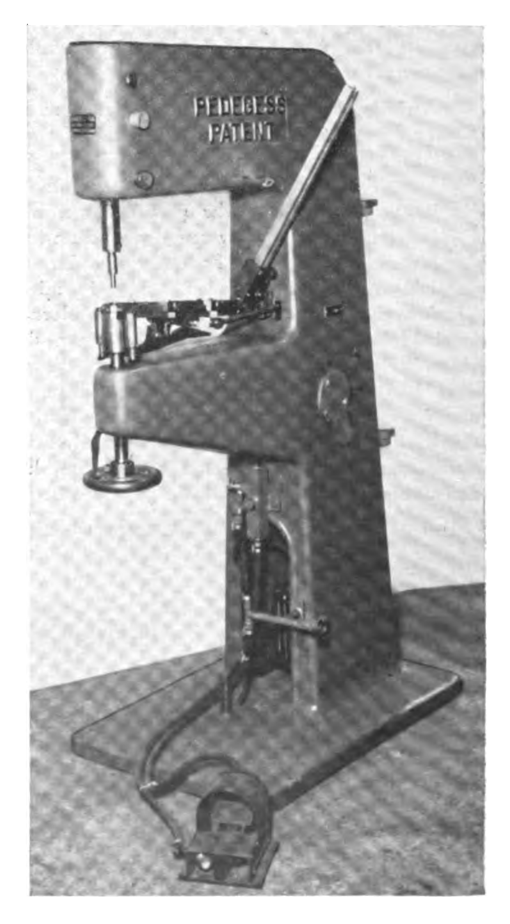


Abb. 31 (oben). *Wirkungsweise des Niet-Halbautomaten der Abb. 30*

Abb. 32 (rechts). *Niet-Halbautomat mit Niet-Vorschub im Unterwerkzeug*

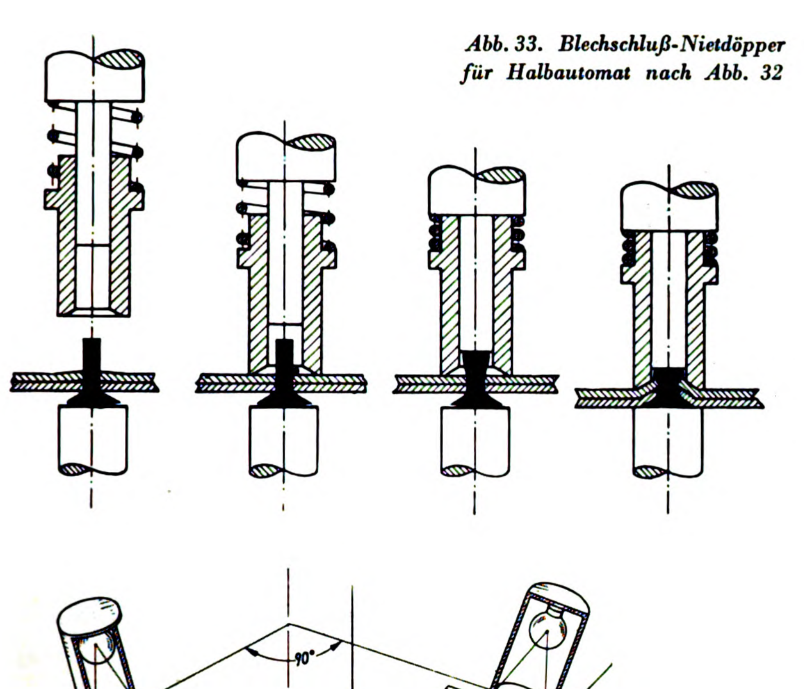


Abb. 33. Blechschluß-Nietdöpper für Halbautomat nach Abb. 32

schub der Bleche an. Da es sich meistens darum handeln wird, Haut mit Profilen zu verbinden, so werden die oben sitzenden Rollen im allgemeinen eine glatte Oberfläche haben müssen, während die beiden unten sitzenden Rollen die Form des Profils als Aussparung zeigen.

Die Rollenführung kann so eingestellt werden, daß nach jeder Nietung das Werkstück um jeden beliebigen Nietteilungsbetrag mit hinreichender Genauigkeit vorgeschoben wird.

Bei einer älteren Ausführung des genannten Vollautomaten wird das Werkstück auf einem Tisch befestigt, der selbsttätig nach jedem Arbeitsgang um eine Nietteilung vorgeschoben wird. Während bei allen bisher bekannten Nietmaschinen das Werkstück während eines Arbeitsablaufes festgehalten wird und die Werkzeuge vorgeschoben werden, kann man den gesamten Arbeitsablauf auch aufteilen und an verschiedenen Stellen wirken lassen. So wurde eine

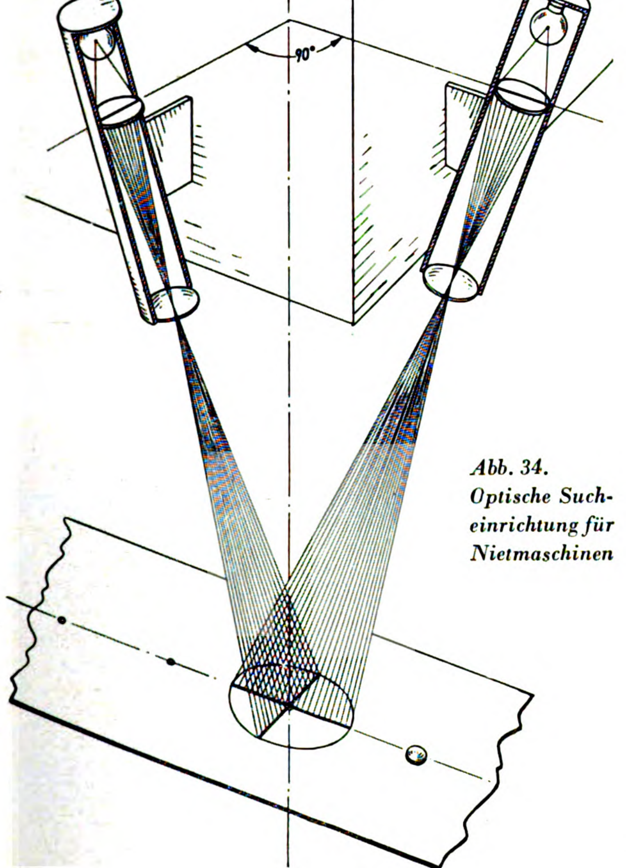


Abb. 34. Optische Sucheinrichtung für Nietmaschinen

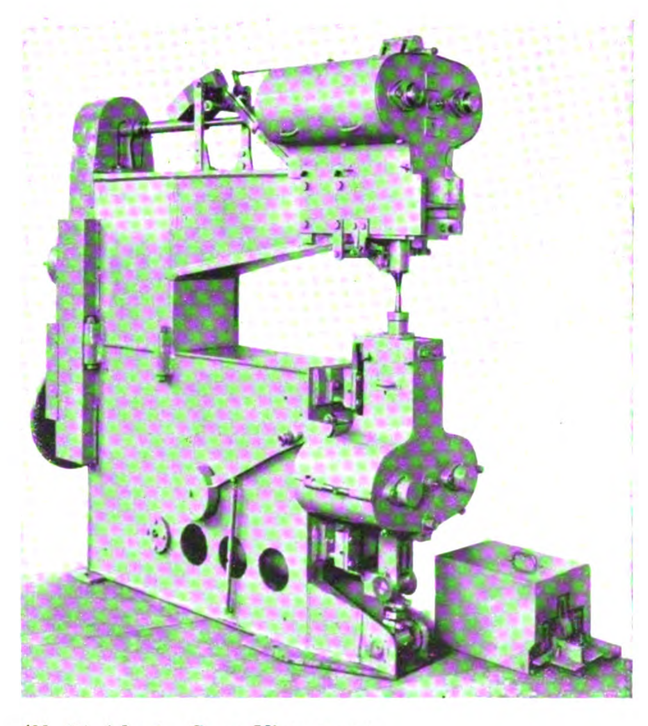
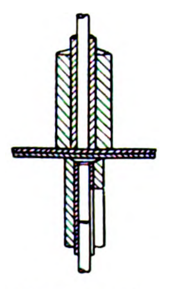


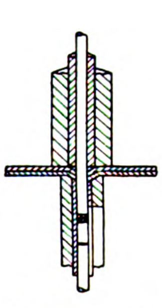
Abb. 35 (oben). Stanz-Nietautomat

Abb. 36 (unten). Arbeitsweise des Stanz-Nietautomaten

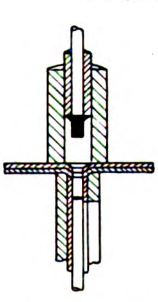
Arbeitsweise



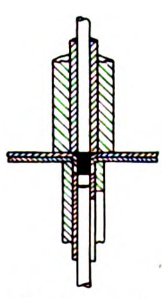
Klemmen der Bleche



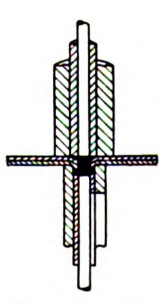
Tiefziehen der Bleche u. stanzen



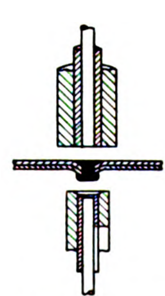
Einführen des Niets in das Nietloch



Eindrücken des Niets



Stauchen des Schließkopfes



Aufheben der Blechklemmung

Maschine entwickelt, bei der die Achse der Bohrmaschine um den Betrag einer Nietteilung oder deren Vielfaches von der Arbeitsachse eines Halbautomaten entfernt liegt. Es wird also jeweils zu gleicher Zeit ein Loch gebohrt und in ein zweites bereits gebohrtes Loch ein Niet eingeführt und gekopft. Diese Arbeitsweise, die selbstverständlich nur bei Reihennietung anwendbar ist, bringt zeitlich große Vorteile. Auch diese Maschine kann als Automat und nach Anbringung einer entsprechenden Verschiebevorrichtung für die Werkstücke auch als Vollautomat benutzt werden.

Die Schwierigkeiten, die bei der Einführung eines Halbautomaten oder Automaten im Betrieb auftreten, sollten nicht unterschätzt werden. Der Betriebsmann, der bislang einfache Nietpressen gewohnt war, vermag nicht immer sofort einzusehen, daß ein Automat ein vielfach empfindlicheres Werkzeug darstellt als jene und daher besonders geschulte Bedienung erfordert.

Der erzielte Erfolg, der in einer wesentlichen Zeitersparnis gegenüber Handarbeit zum Ausdruck kommt, steht durchaus im Verhältnis zu den oft recht hohen Anschaffungskosten der Nietmaschinen.

So hat die Verwendung solcher Maschinen im Flugzeugbau in den letzten Jahren einen Auftrieb erfahren, der auf die Wichtigkeit der gesamten Aufgabenstellung schließen läßt. Die ständig arbeitende Entwicklung geht nicht nur in Richtung einer Verbesserung der einzelnen Typen, sondern ist auch bestrebt, möglichst viele Arbeitsgänge zur gleichen Zeit mit einer Maschine auszuführen. Man darf sicher sein, im Laufe der nächsten Zeit noch weitere Verbesserungen und Entwicklungen kennenzulernen.

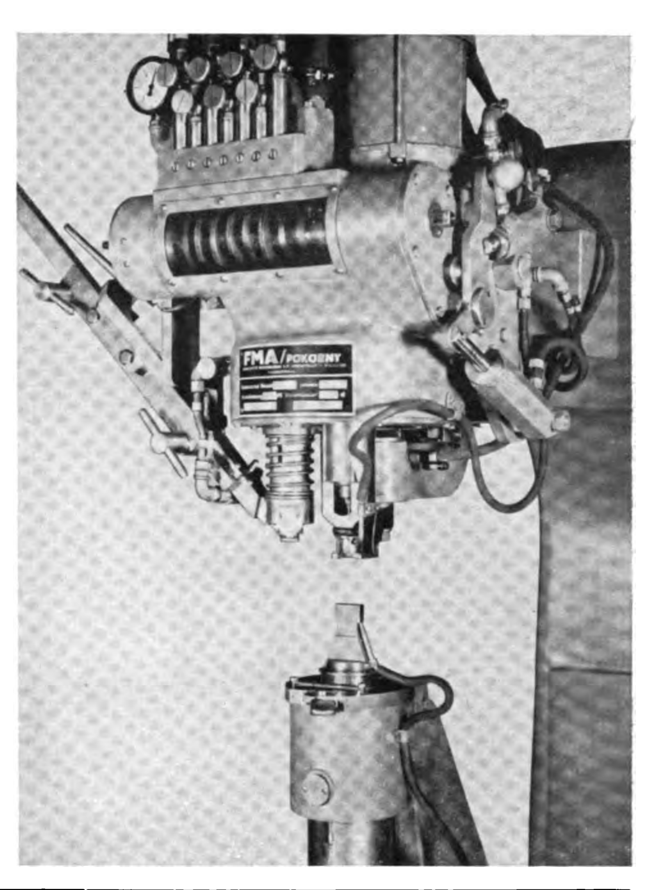
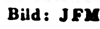



Abb. 37. Bohr- und Niet-Vollautomat


Bild: JFM

Beim Schweißen eines Schutzgitters

Fragen aus dem Luftschraubenbau

von Dr. G. CORDES, Dessau, Luftschraubenstelle des Junkers Flugzeug- und -Motorenbaus

Dem Außenstehenden erscheint gerade der Luftschraubenbau oft als ein Gebiet der Luftfahrttechnik, in dem sich nur der Spezialist zurechtfindet. Dabei sind hier Fragen zu lösen, die in ihrer Gesamtheit auf der breiten Grundlage unseres technischen Wissens aufbauen; denn die Luftschraube stellt in ihrer gegenwärtigen Form das Produkt theoretischer und praktischer Entwicklungsarbeit dar, an der Mathematik und Mechanik, insbesondere Aerodynamik, Festigkeits- und Schwingungslehre, den gleichen Anteil haben wie Werkstofforschung und Maschinenbau. Es ist der Zweck der nachfolgenden Ausführungen, einen Einblick in das zu geben, was zum Entwurf und Bau einer leistungsfähigen Luftschraube gehört. *Die Schriftleitung.*

Einführung in die Luftschraubenentwicklung

Die Luftschraube hat die Aufgabe, das Drehmoment des Motors in eine Zugkraft für den Vortrieb des Flugzeuges umzuwandeln. Abb. 1 stellt das Prinzip dieses Vorganges dar. Ein Element des Luftschraubenblattes wird unter dem Winkel α mit der Geschwindigkeit w angeströmt, die sich aus der Umfangsgeschwindigkeit u und der Fluggeschwindigkeit v zusammensetzt. Dieses Element wirkt nun einfach als Tragflügel, der genau wie beim Flugzeug einen Auftrieb A senkrecht und einen Widerstand W parallel zur Anblasgeschwindigkeit w erfährt. Wir haben die Resultierende R beider Kräfte beim Propeller lediglich in eine Komponente U in Drehebene der Schraube und in eine andere dazu senkrechte S zu zerlegen. Die Summe aller von den einzelnen Propellerblattelementen herrührenden Komponenten ergibt die Umfangskraft, die dem Motordrehmoment das Gleichgewicht hält, und den Propellerschub.

Man erkennt, daß für ein gegebenes Verhältnis von Flug- und Umfangsgeschwindigkeit, welches für ein bestimmtes Flugzeug charakteristisch ist, ein bestimmter Einstellwinkel β des Schraubenblattes erforderlich ist, wenn der Anstellwinkel α bei dieser Fluggeschwindigkeit ein gewisses Maß nicht unter- oder überschreiten soll. Dies ist aber nötig, damit die richtige Motordrehzahl erreicht wird und die Schraube bei bestem Wirkungsgrad arbeitet. Man ging infolgedessen schon frühzeitig von der ursprünglichen festen Form der Luftschraube ab und richtete die Luftschraubenblätter in der Nabe verstellbar ein, so daß durch Änderung der Blatteinstellung ein und dieselbe Luftschraube für verschiedene Flugzeuge verwendbar gemacht werden konnte (a m B o d e n e i n s t e l l b a r e S c h r a u b e).

Abb. 1.
Wirkungsweise der Luftschraube

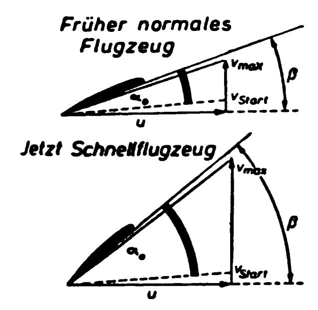


Abb. 2. Arbeitsbedingungen der Schraube bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten

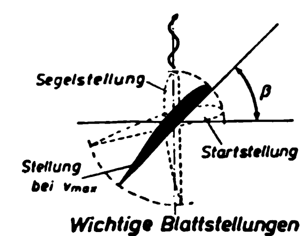


Abb. 3.
Arbeitsbereich der Schraube

Mit wachsenden Fluggeschwindigkeiten ergaben sich immer größere Einstellwinkel β für die Schraube. Damit wurden die Arbeitsbedingungen besonders beim Startvorgang für diese immer schlechter, wie Abb. 2 erkennen läßt. Es nimmt nämlich die Fluggeschwindigkeit erst allmählich vom Wert 0 aus über die niedrige Startgeschwindigkeit bis zur vollen Maximalgeschwindigkeit des Flugzeuges zu. Infolgedessen ist unter der Annahme gleichbleibender Umfangsgeschwindigkeit besonders bei Schnellflugzeugen ein zu großer Anstellwinkel α_0 im Startbereich unvermeidbar, welcher ein Abreißen der Strömung — beim Flugzeugtragflügel spricht man vom „Überziehen" — zur Folge hat. Es ist dies mit einer beträchtlichen Wirkungsgradverschlechterung verbunden. Damit ergab sich zwangsläufig der nächste Schritt in der Entwicklung, die Z w e i s t e l l u n g s s c h r a u b e, bei welcher die Blätter im Fluge willkürlich von einer niedrigen Startsteigung auf die große Reise- bzw. Schnellflugsteigung eingestellt werden können. Auch diese Maßnahme konnte bei weiterer Erhöhung der Fluggeschwindigkeit nur ein Notbehelf bleiben. Es kam die V i e l s t e l l u n g s s c h r a u b e, bei der jeder im Flugbereich liegende Winkel während des Fluges eingestellt werden kann. Damit war die Möglichkeit gegeben, die Schraube stets mit bestem Wirkungsgrad arbeiten zu lassen, das heißt, gute Steig- und Geschwindigkeitsleistungen zu erzielen. Gleichzeitig wird der Motor vor Überdrehzahlen bei zu kleiner Steigung der Schraubenblätter und vor unvollkommener Leistungsausnutzung durch eine zu geringe Drehzahl bei zu großer Steigung geschützt.

Für den Flugzeugführer bedeutete die Überwachung der Schraube naturgemäß eine zusätzliche Beanspruchung. Um ihm diese Arbeit abzunehmen, schritt man zur automatischen Durchbildung der Blattverstellung, und zwar war es am vorteilhaftesten, die B l a t t v e r s t e l l u n g d u r c h e i n e n d r e h z a h l a b h ä n g i g e n R e g l e r betätigen zu lassen. In diesem Fall werden die Blätter der Luftschraube automatisch so verstellt, daß die einmal für den Regler eingestellte Motor- bzw. Schraubendrehzahl konstant eingehalten wird. Bei zu geringer Drehzahl geht das Blatt auf kleine, bei Überdrehzahl auf große Steigung. Damit wird dem Motor sowohl beim Start und Steigen wie beim Schnellflug stets die volle Leistung entnommen. Andererseits werden Übertouren im Sturz- und Kunstflug vermieden und der Motor dadurch geschont. Eine mit automatischer Verstellschraube ausgerüstete Maschine ist daran erkenntlich, daß sie das bekannte Aufheulen des Motors in diesen Flugzuständen vermissen läßt.

Bei vielen Motoren sind für die Start-, Steig- und Dauerleistung verschiedene Kurbelwellendrehzahlen vorgeschrieben. In diesem Fall muß der Regler bei Entnahme der betreffenden Leistung auf die zugehörige Drehzahl eingestellt werden. Auch diese Arbeit hat man dem Piloten abgenommen, nämlich durch Kupplung von Gashebel und Reglereinstellung. Dadurch wird automatisch jeder Gashebelstellung eine Regeldrehzahl zugeordnet, so daß sich jetzt der Flugzeugführer überhaupt nicht mehr um seine Schraube zu kümmern braucht.

Den letzten Schritt in der ganzen Entwicklung stellte schließlich die E i n f ü h r u n g d e r S e g e l s t e l l u n g für Luftschrauben dar. Man versteht darunter die entsprechend bezeichnete Blattstellung in Abb. 3, auf welche die Schraube gebracht wird, wenn der zugehörige Motor bei mehrmotorigen Maschinen im Fluge ausfällt. In dieser Stellung wird die Schraube durch den Fahrtwind nicht weiter durchgedreht, der Motor also stillgelegt. Gleichzeitig ist dieses die Stellung des geringsten Widerstandes, welche der Maschine mit den verbleibenden Motoren noch genügende Geschwindigkeit und Gipfelhöhe gewährleistet. In Abb. 4 sehen wir ein zweimotoriges Flugzeug mit rechtsseitig auf Segelstellung gefahrener Schraube in Bodennähe, welches so im Einmotorenflug noch genügend Leistungsreserve hat, um im Steigflug wieder Höhe zu gewinnen.

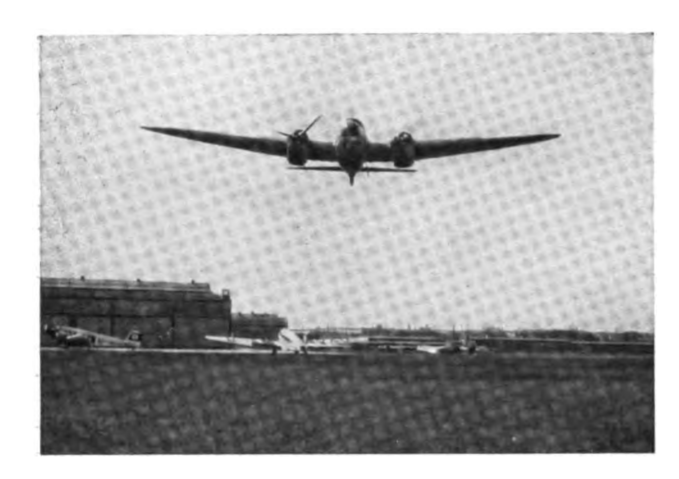


Abb. 4. Einmotorenflug mit Segelstellungsschraube

Obwohl so der gegenwärtige Stand der Verstellschraube bereits eine beachtliche Höhe zeigt, ist doch die Schraubenentwicklung noch längst nicht am Ende. Die augenblicklichen Bemühungen sind vor allem auf zwei Ziele gerichtet. Das erste ist die Schaffung einer automatisch verstellbaren Gegenlaufschraube. Man versteht darunter zwei gleichachsig dicht hintereinander angeordnete Luftschrauben mit entgegengesetztem Drehsinn. Sie bieten gegenüber der normalen Luftschraube folgende vier Vorteile, von denen einstweilen der zuletzt genannte der wichtigste ist:

1. Wirkungsgradverbesserung durch Ausnutzung der in der Schraubenstrahldrehung steckenden Energie. Sie ist aber nur bei großen Fluggeschwindigkeiten und Motorleistungen wesentlich.

2. Möglichkeit der größeren Leistungsaufnahme bei gleichem Durchmesser, die aus flugzeugbaulichen Gründen erwünscht ist.

3. Vermeidung freier Kreiselmomente, welche die Kurvenstabilität des Flugzeuges störend beeinflussen. Diese würden mit den stetig wachsenden Motorleistungen im Laufe der Entwicklung noch beträchtlich zunehmen. Bei Holzflügeln kann man rund mit einer Verdoppelung bei gleichzeitiger Verdoppelung der Motorleistung rechnen.

4. Aufhebung des vom Schraubenantrieb herrührenden Reaktionsmomentes, das im Fall einmotoriger Maschinen als Rollmoment besonders bei niedriger Fluggeschwindigkeit und infolgedessen geringer Querruderwirkung dem Flugzeugführer Schwierigkeiten machen kann (z. B. beim Vollgasgeben zum Durchstarten).

Die andere Frage, welche in der Gegenwart mit großem Interesse bearbeitet wird, ist die Benutzung des Propellers als Bremse im Sturzflug und bei der Landung. Im Sturzflug sollen die Endgeschwindigkeiten der heutigen aerodynamisch hochwertigen Zellen, bei der Landung die große Flugplätze erfordernden langen Ausrollwege verringert werden. Die Arbeitsweise der bremsenden Schraube, bei der die Flügel auf negative Winkel β eingestellt sind, ist aus Abb. 5 zu ersehen. Die aus Auftrieb A und Widerstand W gebildete Resultierende R läßt sich in Umfangskraft U und Bremskraft B zerlegen. Letztere kann ein Mehrfaches der normalen Schubkraft betragen. Durch den Bremsbetrieb treten an die Schraube als neue Forderungen vor allem heran: Große Verstellgeschwindigkeit für die Flügel, da zwischen den Arbeitszuständen nach Abb. 1 und 5 solche liegen, wo Gefahr des Durchgehens für den Motor besteht, ferner große Steifigkeit in der Nabe, um ein Verklemmen in der Flügellagerung durch elastische Deformation unter den großen Bremskräften und damit eine Beeinträchtigung der Verstellung zu vermeiden.

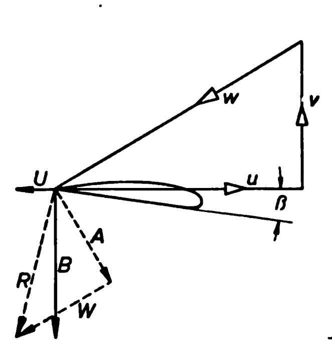


Abb. 5. Luftschraube als Bremse

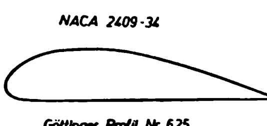




Abb. 6. Luftschraubenprofile

Es soll nun auf einzelne Punkte des Luftschraubenbaues näher eingegangen werden.

Das Luftschraubenblatt

Die Luftschraube stellt ein Element dar, das für die Umwandlung der Motorleistung in Vortrieb recht gut geeignet ist, lassen sich für freifahrende Schrauben doch Wirkungsgrade von 90 % ohne weiteres erreichen. Unvermeidliche Verluste stecken in der axialen Strömungsenergie des Schraubenstrahles; denn der Propeller arbeitet ja nach dem Prinzip, der durch die Schraubenebene hindurchtretenden Luftmasse in der Zeiteinheit einen Impuls zu erteilen, als dessen Reaktion wir den Vortrieb erhalten. Eine zweite Verlustquelle stellt der Strahldrall dar; doch lassen sich Verluste dieser Art mehr oder weniger durch Anwendung von Leitapparaten oder Gegenlaufschrauben vermeiden, ein Weg, der allerdings bisher nur wenig beschritten wurde. Schließlich treten unvermeidliche Verluste infolge der Luftreibung an den Schraubenblättern auf. Am Flugzeug selber wird der Wirkungsgrad der Schraube durch die Einbauverhältnisse noch etwas verschlechtert; man kann heute mit Vortriebsgütegraden von 80 bis 85 % rechnen.

An der Spitze eines Schraubenentwurfes für ein bestimmtes Flugzeug steht die aerodynamische Rechnung. Es ist zunächst einmal Durchmesser, Blattzahl und Blattbreite mit Rücksicht auf Einbauverhältnisse, Spitzenanblasgeschwindigkeit, Leistungsaufnahme, Standschub und erreichbaren Wirkungsgrad festzulegen. Dann muß man sich über die Wahl der Profile klar werden. Es kommen entweder solche vom oberen Typ in Abb. 6 oder solche vom unteren oder beide in Frage. Das schlanke Profil mit gewölbter Unterseite ist für gute Schnellflugwirkungsgrade günstig und besonders unempfindlich gegen Annäherung der Anblasgeschwindigkeit an die Schallgeschwindigkeit, was immer mit zusätzlichen Verlusten verbunden ist. Es wird daher gern an der Blattspitze verwendet. Die dickeren Profile mit gerader Unterseite sind vorteilhaft bei mäßigen Anblasgeschwindigkeiten zu verwenden. Sie liefern gute Standschübe und kommen mit ihren größeren Dicken den Festigkeitsanforderungen im unteren Blatteil entgegen. Die weitere Blattgestaltung, Tiefen- und Steigungsverlauf längs des Radius, wird durch die optimale Verteilung des Schubes über die Schraubenkreisfläche bestimmt. Dabei gilt es im allgemeinen einen Kompromiß zu schließen, um die Standschubforderung mit der Forderung günstigen Schnellflugwirkungsgrades in Einklang zu bringen.

Die so gefundene Blattform wird außerdem noch durch verschiedene andere Fragen beeinflußt. Da ist zunächst die Frage der Festigkeit. Eine rechnerische Untersuchung hat Aufschluß über den Verlauf der Zugspannungen infolge der Zentrifugalkraft und den Verlauf der Biegespannungen unter der Luftkraft zu geben. Das Blatt biegt sich im Normalbetrieb nach vorn durch. Dadurch erhalten die Zentrifugalkräfte einen Hebelarm und erzeugen von sich aus Biegespannungen, die denen aus der Luftkraft entgegenwirken und so das Blatt wieder etwas entlasten. Man hat diesen Umstand früher oft ausgenutzt, indem man die rückbiegenden Momente durch Vorneigung der Blattspitze so groß machte, daß die Biegespannungen sich gänzlich aufhoben und das Blatt nur durch Zug beansprucht wurde. Heute wird dieses Verfahren seltener angewendet, da die Vorneigung nur für eine bestimmte Drehzahl und eine bestimmte Blattanstellung

richtig ist, die Verstellschrauben aber unter verschiedenen Bedingungen arbeiten müssen. An sich werden die statischen Spannungen, die natürlich eine bestimmte Dimensionierung des Blattes erfordern, in den seltensten Fällen so groß, daß die Betriebssicherheit des Blattes gefährdet ist.

Wesentlich wichtiger in dieser Hinsicht ist die Beanspruchung auf Dauerfestigkeit durch Schwingungen. Wir haben es hier mit zwei prinzipiell verschiedenen Arten von Schwingungen zu tun.

Am wichtigsten sind die Resonanzschwingungen. Es handelt sich dabei um von außen, d. h. unabhängig vom Luftschraubenflügel, erregte, die als erzwungene Schwingungen normalerweise geringe Amplitude haben und erst bei gewissen kritischen Drehzahlen große Ausschläge erreichen. In diesen Resonanzfällen schwingt die Schraube meist mit hörbarem, aber gleichmäßigem Ton. Es sind gewöhnlich Biege-, seltener Drehschwingungen. Ihre Formen und Frequenzen entsprechen den Eigenwerten des Blattes, die allerdings durch andere Faktoren, z. B. durch die Kupplung mit der Kurbelwelle des Motors, beeinflußt sind. Die Erregungsursache kann sehr verschiedener Natur sein. Sie ist z. B. sehr häufig in den Wechselmomenten des Motors zu suchen. Das auf die Schraube wirkende Drehmoment ist ja nicht dauernd gleichförmig, sondern schwankt im Laufe jeder Umdrehung im Takte der einzelnen Explosionsstöße um einen Mittelwert. So haben wir es bei einem Viertakt-Siebenzylinder-Sternmotor, bei dem während zweier Umläufe jeder der sieben Zylinder einmal zur Zündung kommt, mit einer Erregungsfrequenz von 3,5 je Umdrehung zu tun. Als Schwingungsursache müssen ferner Kippbewegungen des Motors um Hoch- und Querachse gelten, welche, z. B. durch eine Unwucht der Schraube hervorgerufen, ebenfalls in der Lage sind, wechselnde Momente an den Flügeln zu erzeugen. Periodische Störungen können schließlich auch Strömungsursachen haben. So ist bei einer Schraube, die in ungünstiger Weise hinter einem Tragflügel angeordnet ist, eine Erregungsmöglichkeit in der periodischen Änderung der Blattanströmung infolge Durchgang des Blattes durch den Windschatten des Flügels gegeben. Sehr schwingungsgefährdet ist auch die

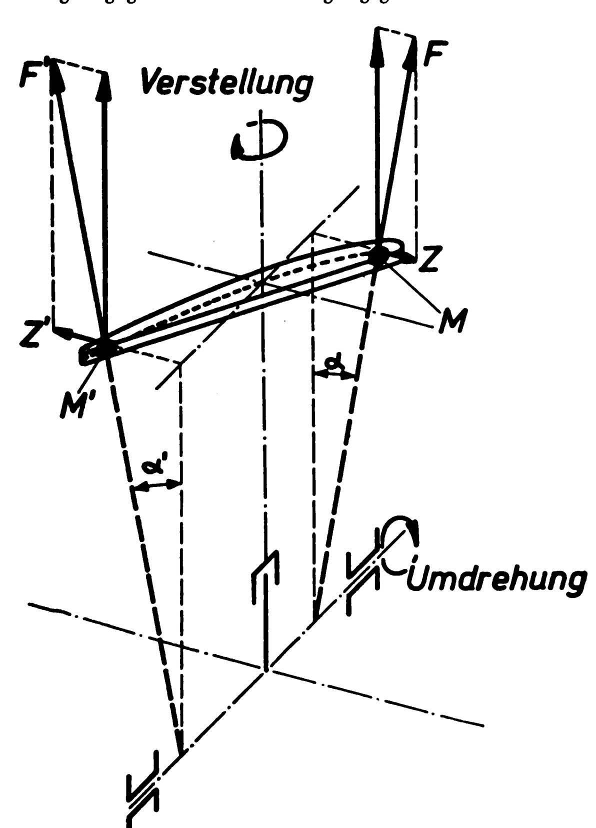


Abb. 7. Entstehung des Zentrifugalmomentes

hintere Schraube einer Gegenlaufanordnung, deren Flügel während jedes Umlaufes durch die von der vorderen Schraube herrührenden Wirbel hindurchmüssen.

Um die Schraube vor Schwingungsbeanspruchung zu schützen, sucht man Resonanzstellen zu vermeiden. Zu dem Zweck werden die Eigenfrequenzen des Blattes entweder durch Rechnung oder durch Versuch bestimmt, und zwar für das nicht umlaufende Blatt. Der frequenzerhöhende Einfluß der Zentrifugalkräfte — diese vergrößern die Biegesteifigkeit des Blattes — ist für verschiedene Drehzahlen durch eine entsprechende Korrektur zu berücksichtigen. Mitunter gelingt es, durch Änderung der Blattabmessungen mit den Eigenschwingungszahlen aus einem kritischen Gebiet herauszukommen. So bringt eine Erhöhung der Blattdicken bei 0,7 R eine merkliche Erhöhung der Steifigkeit und der ersten Oberbiegefrequenz.

An sich ist der ideale und wirkungsvollere Weg die Beseitigung der Erregerquellen. Hier kann besonders motorseitig noch viel geschehen, indem man durch Einbau einer entsprechenden Dämpfung die Drehschwingungsmomente möglichst klein hält. In sehr schöner Weise ist dies z. B. beim Jumo 205 geschehen. Verringerung der Wechselmomente bedeutet außerdem noch Gewichtsersparnis am Propeller, da die Schaftabmessungen der Blätter wesentlich durch die Wechselbeanspruchung bestimmt sind.

Eine andere Art von Schwingungen ist das Flattern, das im Gegensatz zur bisher behandelten Art durch Selbsterregung entsteht. Es tritt in größeren Drehzahlbereichen auf und ist meist mit starkem Knattern verbunden. Die Ursachen sind verschiedener Natur und noch nicht alle restlos geklärt. Sie liegen in den Strömungsverhältnissen am Blatt begründet. Es kann sich dabei um die Lage des Profilschwerpunktes zum Angriffspunkt der Luftkraftresultierenden handeln, um wechselndes Anliegen und Abreißen der Strömung an einem Blatt mit großem Anstellwinkel oder um periodisch von der Blatthinterkante sich ablösende Wirbel, deren Frequenz mit der Eigenfrequenz des Blattes übereinstimmt. Je nach der Ursache ist auch die Abhilfe verschieden. Immer ist eine Vergrößerung der Blattsteifigkeit durch entsprechende Verstärkung des Blattes nützlich.

Zwei weitere Fragen, die auf die Blattgestaltung Einfluß haben, sind Motorkühlung und Kleinhaltung der Zentrifugalmomente mit Rücksicht auf die Verstellschraube, zwei Fragen, die leider sehr schlecht auf einen Nenner zu bringen sind. Die Kühlung eines luftgekühlten Flugmotors oder eines unmittelbar hinter der Schraube angeordneten Ringkühlers erfordert die Heranbringung großer Luftmengen an die Kühlfläche und damit die Verbreiterung des Luftschraubenflügels nach der Nabe hin (Ausbildung eines Kühlblattes, s. Abb. 8). Eine Kühlung dieser Art ist sehr wirksam, da sie sich automatisch in verschiedenen Betriebszuständen der erforderlichen Kühlleistung anpaßt; denn es wird im Start und im Steigflug, bei dem der Motor voll beansprucht ist und dementsprechend stärker gekühlt werden muß als im Reiseflug mit verminderter Motorleistung, auch eine größere Luftgeschwindigkeit im Strahl erzeugt. Gleichzeitig wird so der geringere Flugstaudruck in den erstgenannten Betriebszuständen ausgeglichen.

Für Verstellschrauben ist diese breite Ausbildung des unteren Blatteils ungünstig. Den Grund zeigt Abb. 7, in der ein Element eines Propellerblattes herausgezeichnet und in seiner Lage zu Blatt- und Luftschraubenachse perspektivisch dargestellt ist. Jedes Massenteilchen M bzw. M' erfährt im Betrieb eine Zentrifugalkraft F bzw. F', deren eine Komponente durch die Zugspannungen im Blatt aufgenommen wird, deren andere Komponente Z bzw. Z' aber das Element und damit das Blatt auf kleine Steigung zu drehen sucht. Der Anteil der breiten Blattelemente in Schaftnähe am gesamten „Zentrifugalmoment“ ist nun besonders hoch. Andererseits sind diese Momente für Verstellschrauben höchst unerwünscht, da sie bei Verstellung des Blattes auf große Steigung eine übermäßig große Leistung erfordern. Wenn auch konstruktive Möglichkeiten zum Ausgleich des Momentes



gegeben sind, so wird man doch nach Möglichkeit dieses an sich klein halten und das Luftschraubenblatt in Nabennähe schlanker gestalten. So sinkt z. B. durch Wegarbeiten des Kühlblattes das Zentrifugalmoment des Flügels 1 in Abb. 9 von 95 mkg auf 70 mkg bei Flügel 2 (Dural; 3,3 m Durchmesser; 1550 U/min). Formen ähnlich dem Blatt 3 ergeben nur noch Momente von ungefähr 50 mkg.

Ein letzter Punkt, der die Gestaltung des Blattes, und zwar besonders des Schaftes, beeinflußt, ist die Wahl des Werkstoffes. Für Metallschrauben kommt im wesentlichen Dural und Elektron in Frage. Wohl ist die Dauerfestigkeit beider Stoffe, gemessen am glatten Stab, nicht sehr verschieden, aber Elektron besitzt eine sehr viel größere Kerb- und Korrosionsempfindlichkeit, auf die beim Entwurf Rücksicht zu nehmen ist. Dementsprechend verwen-

Abb. 8. Junkers - Kühlblatt

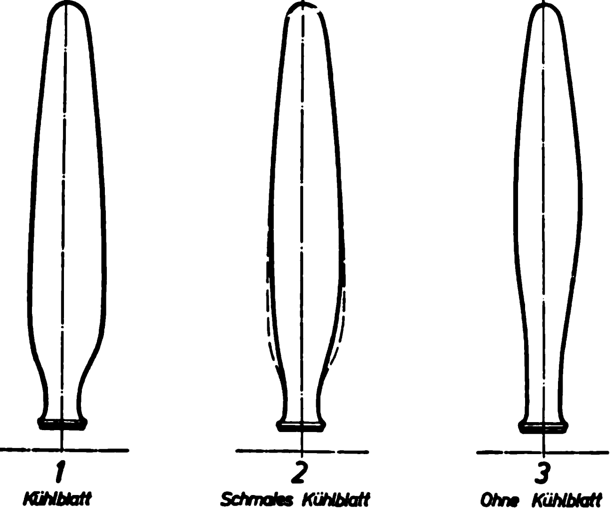


Abb. 9. Verschiedene Blattformen

det man beim Elektron größere Fußabmessungen und gröberes Gewinde als beim Dural und sorgt für besonders gute Spannungsverteilung in der Blatthalterung. Gestattet die Verwendung von Metall den Bau besonders dünner Flügel, so bietet die Benutzung von Holz die Möglichkeit, besonders breit zu bauen und damit der Forderung nach großen Schüben im Start entgegenzukommen. Diese Möglichkeit ist durch das geringere spezifische Gewicht und die Mischbauweise gegeben, welche für hochbeanspruchte Teile Kunstharzpreßholz, für weniger beanspruchte dagegen Leichtholz vorsieht.

Um in der Betriebstüchtigkeit einer Schraube sicher zu gehen, können verschiedene Prüfungen vorgenommen werden. Eine der wichtigsten ist die Schleuderprüfung, bei der die Schraube mit einer Überdrehzahl von 35 % über der maximalen Betriebsdrehzahl laufen muß, ohne eine Überbeanspruchung zu zeigen. Jeder Schraubenbruch im Betrieb kann verhängnisvolle Folgen haben, da ja normalerweise nur eins von den Blättern bricht und die übrigen eine so große Unwucht ergeben, daß der ganze Motor aus seiner Aufhängung herausgerissen werden kann. Aus diesem Grunde ist die Schraube auf dem Schleuderprüfstand mit der Antriebswelle durch eine Bruchkupplung verbunden, die bei einem Schraubenbruch rechtzeitig die Verbindung zwischen Schraube und Motor löst. Die Schleuderprüfung zeigt gleichzeitig, ob die Schraube zum Schütteln neigt. Nähere Untersuchungen von Blattschwingungen gestalten sich naturgemäß sehr schwierig. Es sind hierfür verschiedene Verfahren entwickelt worden, von denen sich besonders das folgende bewährt hat. Ein kleiner dynamischer Dehnungsmesser, welcher Längenänderungen in elektrische Spannungsänderungen umwandelt, wird auf dem umlaufenden Schraubenflügel befestigt und liefert eine mit der Blattschwingung schwankende Wechselspannung, die über Schleifkontakte abgenommen und oszillographisch aufgezeichnet wird; ihre Amplitude ist ein Maß für die im Blatt auftretende Zug- oder Druckspannung. Hiermit lassen sich die Beanspruchungsverhältnisse an der Schraube auch im Fluge unter allen Betriebsbedingungen untersuchen.

Die Nabe

Wurden bisher im wesentlichen nur Fragen der Blattkonstruktion behandelt, so sei jetzt auf die Nabe näher eingegangen, die schon in ihrer einfachsten Form, der Einstellnabe, eine Reihe von Problemen mit sich bringt. An erster Stelle steht dabei die Beherrschung der großen Kräfte in der Blattlagerung, die Aufnahme von Zentrifugalkraft und Biegemoment. Man muß sich vor Augen halten, daß z. B. bei einer Ju 52-Schraube mit Duralflügeln je Blatt eine Zentrifugalkraft von 45 t und ein Biegemoment von rund 250 mkg auftreten kann. Infolge der heutigen hohen Standschubforderungen und der großen Motoruntersetzungen hat man bei Verstellschrauben sogar mit dem dreifachen Wert des Momentes zu rechnen.

Zwei Ausführungen von Einstellnaben, die sich bewährt haben, sind in Abb. 10 und 11 zu sehen. Das erste Bild zeigt die ungeteilte Nabe für den Junkers-Gewindefuß, die sich durch geringes Gewicht und geringen Platzbedarf auszeichnet. Auf besonders gute Spannungsverteilung im Flügelfuß wurde bei der zweigeteilten Nabe in der folgenden Abbildung Wert gelegt. Diese Nabengestaltung erfordert naturgemäß ein größeres Gewicht. Die Befestigung der Schraube auf der Motorwelle kann entweder mittels Keilbahnverzahnung, wie es die ungeteilte Nabe zeigt, oder durch Radialflansch wie bei der geteilten Nabe geschehen. Beide Befestigungen haben ihre Vor- und Nachteile; für Verstellschrauben erscheint die Flanschbefestigung als die zweckmäßigere.

Eine wesentliche Komplizierung der Nabe bedeutet der Schritt zur Verstellung. Es sind die verschiedensten Wege zur Schaffung eines sicher arbeitenden

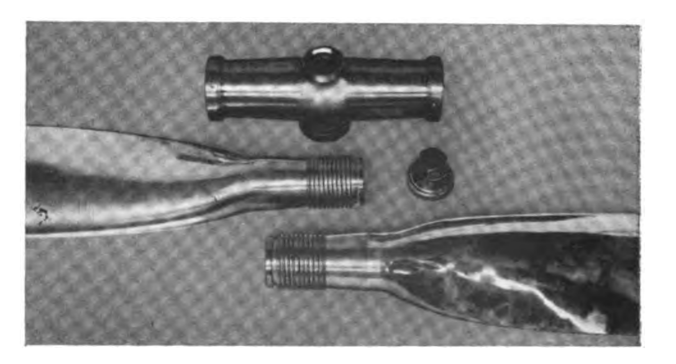


Abb. 10. Ungeteilte Einstellnabe

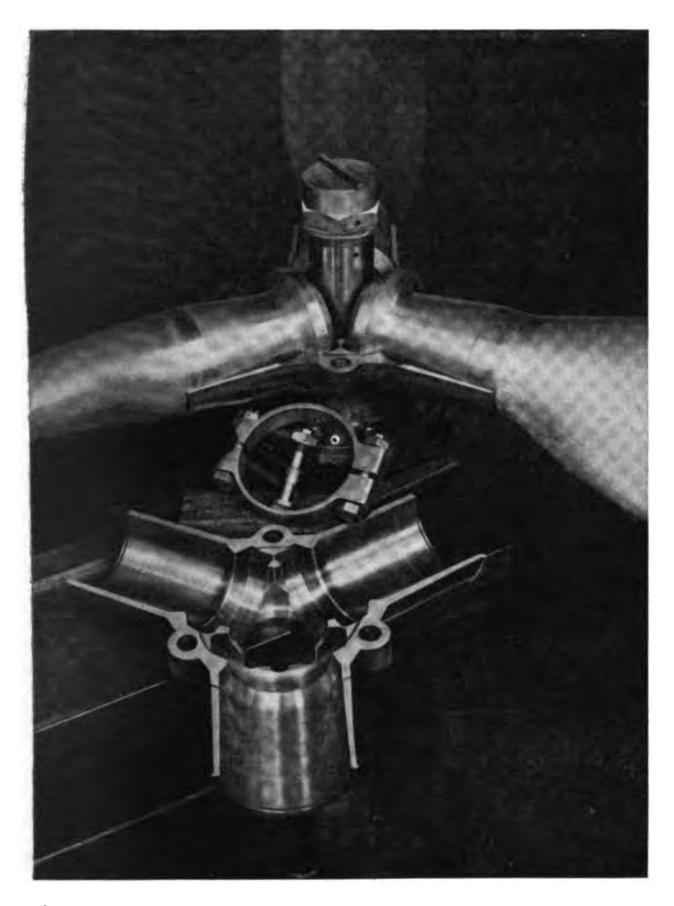


Abb. 11. Zweigeteilte Einstellnabe

Verstellgetriebes gegangen worden. So gibt es mechanisch, elektrisch und hydraulisch arbeitende Systeme. Die Forderungen, die an die Entwicklung eines solchen Getriebes zu stellen waren, sind zunächst natürlich absolute Betriebssicherheit, einwandfreie Schmiermöglichkeit und Beseitigung jeder Fremdkörpergefahr, weiter aber ausreichende Lebensdauer, Erzielung großer Verstelleistungen mit Rücksicht auf hohe Verstellgeschwindigkeit und Beheizungsmöglichkeit für Flüge bei tiefen Temperaturen. Allen diesen Forderungen kommen die hydraulisch betriebenen Verstellschrauben in weitestem Maße entgegen.

Das hydraulische System bewährte sich schon in hohem Maße bei den einfachen Zweistellungsschrauben Bauart Hamilton, wie sie Abb. 12 zeigt. Die Mutter, welche die Nabe auf der keilbahnverzahnten Propellerwelle festhält, ist als Kolben ausgebildet, auf dem ein Zylinder sitzt. Dieser greift mit einem Bolzen in eine zur Zylinderachse schräg verlaufende Führung auf dem Verstellarm des Flügels ein und dreht so den Flügel bei einer Längsbewegung. Die obere Endstellung, in die der Zylinder durch Öldruck gebracht wird, entspricht der kleinen Steigung, die untere Endstellung, auf die ihn die Zentrifugalkräfte des Verstellarmes und des darauf angebrachten Gegengewichtes bei Fortfall des Öldruckes ziehen, der großen Steigung. Das Gegengewicht ist also derart bemessen, daß sein Zentrifugalmoment zusammen mit dem des Verstellarmes dasjenige des Flügels überwiegt. Dadurch wird erreicht, daß die Schraube bei Ausfall des Öldruckes selbsttätig auf große Steigung geht und so das Flugzeug voll flugfähig bleibt.

Einen Eindruck von einer vollautomatisch drehzahlgeregelten Verstellschraube mit Segelstellungseinrichtung gibt Abb. 13, die einen Schnitt durch die Junkers VS 5 zeigt. Ein in der Nabe befindlicher Öldruckmotor arbeitet je nach der Durchflußrichtung des Öles entweder im einen oder anderen Drehsinn über ein Getriebe auf die Antriebsschnecke, die in den Schneckenradkranz der Hülse zum Flügelfuß eingreift und so das hier eingeschraubte Blatt verstellt. Die Zu- bzw. Ableitung des Öles geschieht durch zentral in der Nabe angeordnete Kanäle, die mit einem Hahn und einem darin befindlichen Druckventil zum System des hydraulischen Endanschlages zusammengefaßt sind; dieser sorgt durch Kurzschluß von Öl-Zu- und -Ableitung bei Annäherung der Flügel an den Startanschlag, einer zum Abbremsen des Flugmotors erforderlichen unteren Steigungsbegrenzung, daß ein Anfahren an den Endanschlag nur mit vermindertem Öldruck möglich und ein Verkeilen des Schneckengetriebes infolgedessen ausgeschlossen ist. Die Durchflußrichtung des Öles durch die Leitung wird durch einen außerhalb der Nabe befindlichen Steuerschieber bestimmt, der dem von der Öldruckpumpe geförderten Öl jeweils den richtigen Weg zum Ölmotor freigibt. Eine von der Motordrehzahl abhängige Fliehkraft auf der einen Seite, eine Federkraft auf der anderen Seite des Schiebers sorgen für seine Einstellung. Durch Änderung der Federvorspannung lassen sich in weitem Bereich verschiedene Regeldrehzahlen wählen. Die Verstellung auf Segelstellung geschieht in der Weise, daß man den Steuerschieber zwangsweise in die eine Endstellung bringt und damit unter Ausschaltung der Regelung den Ölmotor so lange auf große Steigung arbeiten läßt, bis die Flügel den Segelstellungsanschlag erreicht haben.

Verstellgeschwindigkeiten bis zu 15°/sec werden von derartigen hydraulisch betriebenen Schrauben heute schon betriebssicher unter schwierigsten Flugbedingungen gegeben. Das Ziel, welches anzustreben ist und in absehbarer Zeit auch erreicht sein wird, bildet aber ungefähr die dreifache Verstellgeschwindigkeit, die zum Umschalten von kleiner auf große Steigung beim Abfangen aus dem Sturzflug erforderlich ist, um Überdrehzahlen des Motors zu vermeiden.

Gegenläufige Schrauben sind bisher nur in der Form starrer Schrauben praktisch in Erscheinung getreten. Die Ausführung als Verstellschraube bringt beträchtliche konstruktive Schwierigkeiten mit sich, die u. a. in der Baulänge des Systems, in der Art der voneinander abhängigen Regelung der beiden Luftschrauben und in der Führung der Verstellenergie vom Motor durch die hintere Schraube zur Vorderschraube liegen. Die Fülle der Probleme verbietet ein Eingehen auf Einzelheiten.

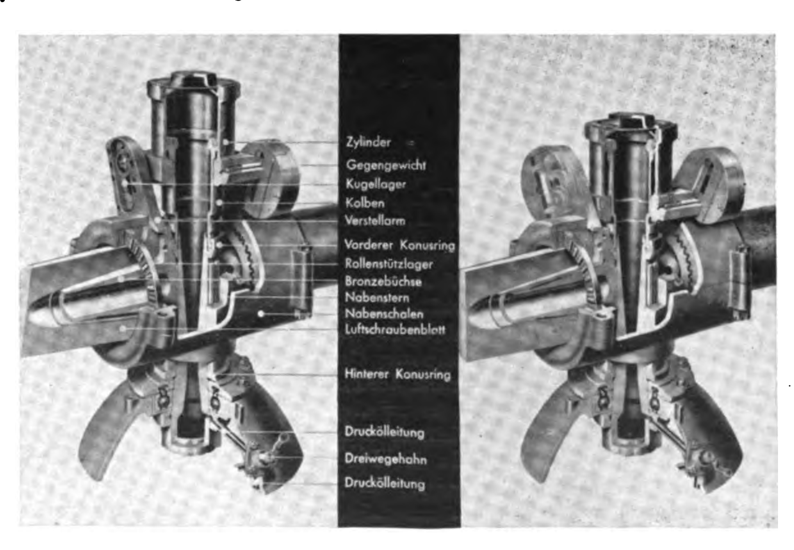
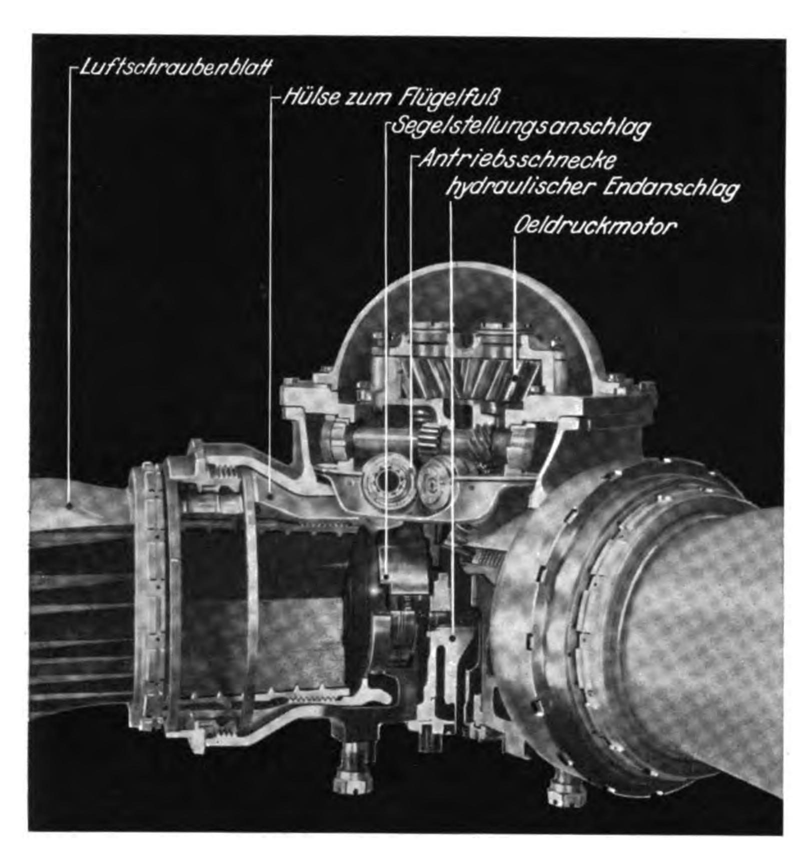


Abb. 12. Schnittbild einer Junkers-Verstelluftschraube



dynamischen Spannungsmessungen während des Betriebes werden systematische Dauerfestigkeitsversuche gemacht, um die Grenze der zulässigen Belastung festzustellen. Einen derartigen Versuchsaufbau zeigt Abb. 14. In den einen Arm der fest aufgespannten Nabe ist ein Knüppel geschraubt, der in seinem Fußteil vollkommen einem normalen Flügel entspricht. Über diesen wird unter Zwischenschaltung einer Druckfeder eine Zuglast in den Nabenarm eingeleitet und gleichzeitig das Kopfende des Knüppels durch eine Unwucht zum Schwingen gebracht. Durch Wahl einer Schwingungsebene schräg zur Propellerachse in Richtung der „hohen Kante" des Luftschraubenblattes werden die wirklich auftretenden Flügelschwingungen weitgehend nachgeahmt. Die allmähliche Steigerung der Schwingungsamplitude bis zum Erreichen der Dauerfestigkeit und Eintreten eines Schwingungsbruches läßt die schwächste Stelle der Nabe einwandfrei erkennen.

Abschließend müssen wir feststellen, daß die intensive Arbeit, die in der gesamten Luftschraubenentwicklung geleistet worden ist, zu einem nicht geringen Teil dazu beigetragen hat, die heutigen Flugleistungen möglich zu machen. Auch in Zukunft wird der hier tätige Ingenieur sich vor eine Fülle von Aufgaben gestellt sehen, um dem Flugzeugkonstrukteur das Gerät geben zu können, das eine wirksame Ausnutzung der stets wachsenden Leistungen moderner Flugmotoren gestattet.

Abb. 13 (oben). Schnitt durch eine vollautomatische Verstell-Luftschraube VS 5

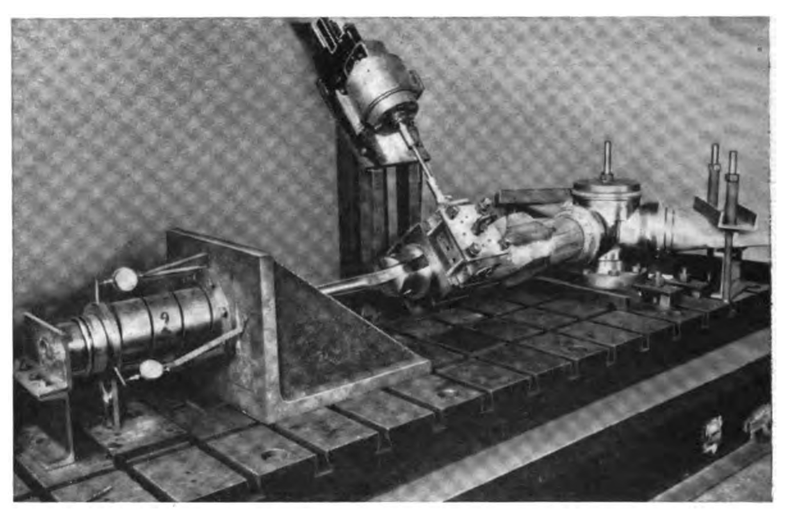


Abb. 14 (rechts). Dauerfestigkeitsversuch an einer Luftschraube

Bilder: JFM

Genau wie die Flügel, so wird auch die Propellernabe umfangreichen Prüfungen unterworfen, um ihre volle Einsatzfähigkeit zu gewährleisten. Neben Schleuderprüfung und

Wirtschaftliche Konstruktion

Die heutige Zeit erlaubt es nicht, die Steigerung der Leistung eines Betriebes durch Erhöhung der Arbeitszeit oder durch Vergrößerung der Gefolgschaft zu suchen, sondern sie fordert von uns Leistungssteigerung durch Erhöhung des Wirkungsgrades der Arbeit. Neben der Forderung nach betriebssicherer Gestaltung steht heute die Forderung nach fertigungstechnisch wirtschaftlichster Bauweise. Die Konstruktion ist der Ausgangspunkt der Fertigung. Der Konstrukteur muß daher bei seiner Arbeit alle Möglichkeiten der Fertigung durchdenken und ausschöpfen. Im folgenden soll an einigen Beispielen aus der Praxis, die dem Dornier-Informationsdienst vom 10. 11. 40 entnommen sind, aufgezeigt werden, in welch hohem Maße Werkstoffersparnis und Fertigungsvereinfachung durch sinnvollere Konstruktion erzielt werden können.

Große Ersparnisse an Werkstoff und Zerspanungsarbeit kann vielfach die Vermeidung des „Aus-dem-Vollen-Arbeiten" durch Anwendung der Schweißung bringen.

Für das im Gesenk geschmiedete Rohteil der Anschlußlasche in Abb. 1 a werden z. B. 0,650 kg Stahl benötigt, wäh-

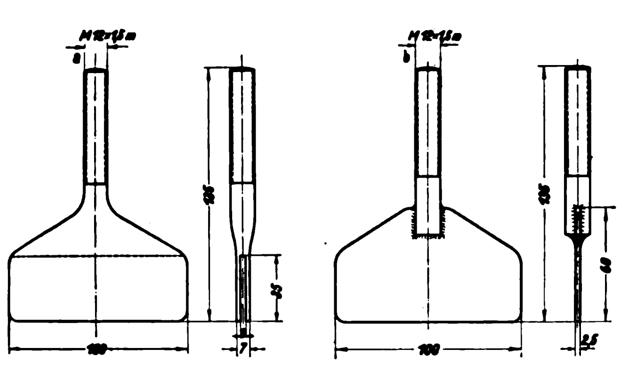


Abb. 1. Anschlußlasche
a) Rohteil im Gesenk geschmiedet, b) Geschweißt

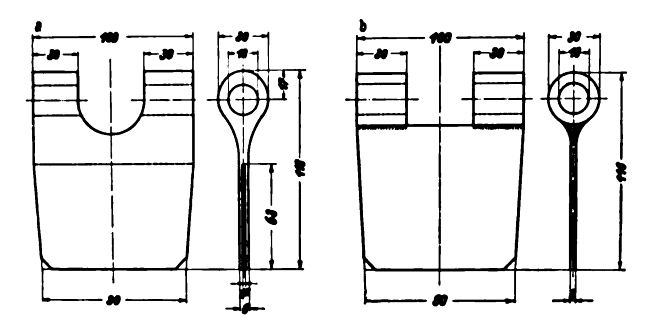


Abb. 2. Gelenklasche
a) Schmiedestück, b) Geschweißt

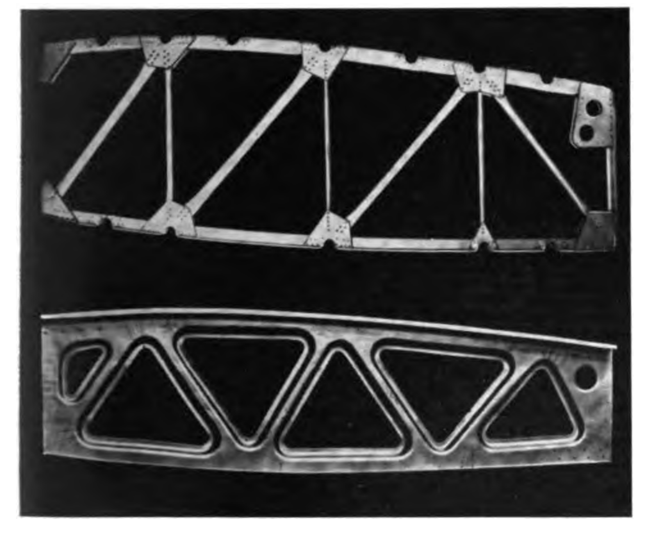


Abb. 3. Rippen als Nietkonstruktion und als Tiefziehteil

rend das Fertigteil nur 0,280 kg wiegt. Durch Anwendung der Schweißung (Abb. 1 b) wird der Werkstoffaufwand von 0,650 kg auf 0.200 kg reduziert. Das ergibt eine Werkstoffersparnis von 70 % bei einer zusätzlichen Verkürzung der Arbeitszeit um 40 %! Ähnlich verhält es sich mit der Gelenklasche in Abb. 2 a. Der Werkstoffverbrauch beträgt für diese Lasche als Schmiedestück 2,200 kg, während das Fertigteil nur 0,500 kg wiegt. Demgegenüber benötigt die Gelenklasche als Schweißstahl (Abb. 2 b) nur 0,420 kg Werkstoff bei einem Fertiggewicht von 0,400 kg und bringt damit 80 % Werkstoffersparnis bei zusätzlichem Zeitgewinn von 60 %. Ein anderes Anschlußteil erfordert als ganz „Aus-dem-Vollen" gearbeitet 2,300 kg Werkstoff. Durch Schweißen ergibt sich ein Werkstoffverbrauch von 1,300 kg, also eine Ersparnis von 45 %. Bekanntlich werden an lebenswichtigen Anschlüssen aus Festigkeitsgründen häufig Frästeile verwendet aus einer gewissen Abneigung gegen Schweißarbeiten. Bruch- und Dauerversuche haben jedoch ergeben, daß die Schweißstücke der angeführten Beispiele mindestens 50 % mehr halten als nach den Berechnungsunterlagen verlangt wird.

Weitere sehr wesentliche Fertigungsersparnisse, besonders in der Serienfabrikation, können durch Verwendung von Tiefziehteilen an Stelle von Nietkonstruktionen erzielt werden. Besonders vorteilhaft sind Tiefziehteile oft bei Rippen an Stelle der sonst gebräuchlichen Konstruktion aus Gurten, Füllstäben und Knotenblechen mit 20 und mehr Einzelteilen, wie dies Abb. 3 veranschaulicht.

Enge Zusammenarbeit zwischen Werkstatt und Konstruktionsbüro ermöglichte es, in einem bestimmten Zeitraum an einem Flugzeug durch 30 einzelne kleinere Konstruktionsverbesserungen 90 Arbeitsstunden, 64 kg Werkstoff und 42 kg Baugewicht einzusparen. Die wirtschaftliche Auswirkung dieser Verbesserungen neben der wertvollen Baugewichtsverringerung tritt klar zutage. Bei einem Bautempo von beispielsweise täglich einem Flugzeug ergibt sich bei einem Stahlpreis von 0,55 RM/kg und bei 3,— RM für die Arbeitsstunde mit Unkosten eine Ersparnis von 305,— RM je Tag. Wichtiger aber als diese rein finanziellen Vorteile sind die Ersparnisse an menschlichen Arbeitskräften und teuren Maschinen. Durch die ersparten 90 Fertigungsstunden werden 15 wertvolle Arbeitskräfte für neue Aufgaben frei — im Interesse des eigenen Unternehmens und der gesamten deutschen Wirtschaft.

So zeigt sich wirtschaftliche Konstruktion als einer der Wege, der Forderung des Reichsmarschalls Göring gerecht zu werden: „Die vor uns liegenden großen Aufgaben können nur gemeistert werden durch eine noch stärkere Konzentration aller Arbeitskräfte und eine noch zweckmäßigere Gestaltung der Arbeitsverfahren, wobei als oberster Grundsatz zu gelten hat, größte Leistung bei kleinstem Aufwand."

Dr. Lö.



Werkbild: JFM

Schweißerin im Flugzeugbau. Da, wo es wie hier auf besonders genaue Arbeit im Kleinen ankommt, kann die Frau mit der ihr angeborenen Geschicklichkeit Hervorragendes leisten

Der große Windkanal in Chalais Meudon bei Paris

Die Windkanalanlage des Etablissement d'Expériences Techniques de Chalais Meudon bietet eine Reihe bemerkenswerter Einzelheiten, die bisher in ausführlicher Form in Deutschland noch nicht veröffentlicht wurden. Einige Angaben finden sich in „Luftwissen“ Bd 2 (1935) N 2. Wir bringen daher nachstehend einige Aufnahmen und die Beschreibung der Anlage.
Die Schriftleitung

Der große Windkanal in Chalais Meudon, einem Vorort von Paris (Abb. 1 und 2) ist eine der z. Z. größten betriebsfähigen Windkanalanlagen der Welt. Die durchaus neuzeitliche Anlage ist vom Eiffeltyp mit freier Meßstrecke. Sie hat einen elliptischen Luftstrahl mit den Abmessungen 8×16 m und damit einen Luftquerschnitt von 100 m². Die Länge der Meßstrecke beträgt 11 m, die maximale Geschwindigkeit des Luftstroms bei Vorhandensein eines Modells etwa 45 m/s oder 162 km/h.

In dem Gesamtaufbau unterscheidet sich die Anlage von den bisher üblichen Windkanälen durch einige besondere Merkmale. Am Ende des Diffusors befindet sich eine große Luftkammer mit sechs eingebauten Einzelgebläsen von je 8,7 m Schaufeldurchmesser, die durch eine einmalige Grundeinstellung der Drehzahl so aufeinander abgestimmt sind, daß eine möglichst konstante Geschwindigkeitsverteilung im Luftstrom gewährleistet wird.

Abb. 1 zeigt einen Längsschnitt durch den Kanal und den Grundriß des ganzen Gebäudes, das so in das Gelände eingefügt ist, daß der Einfluß von Seitenwinden und Böen in der Außenluft auf den Luftstrom im Windkanal möglichst gering wird.

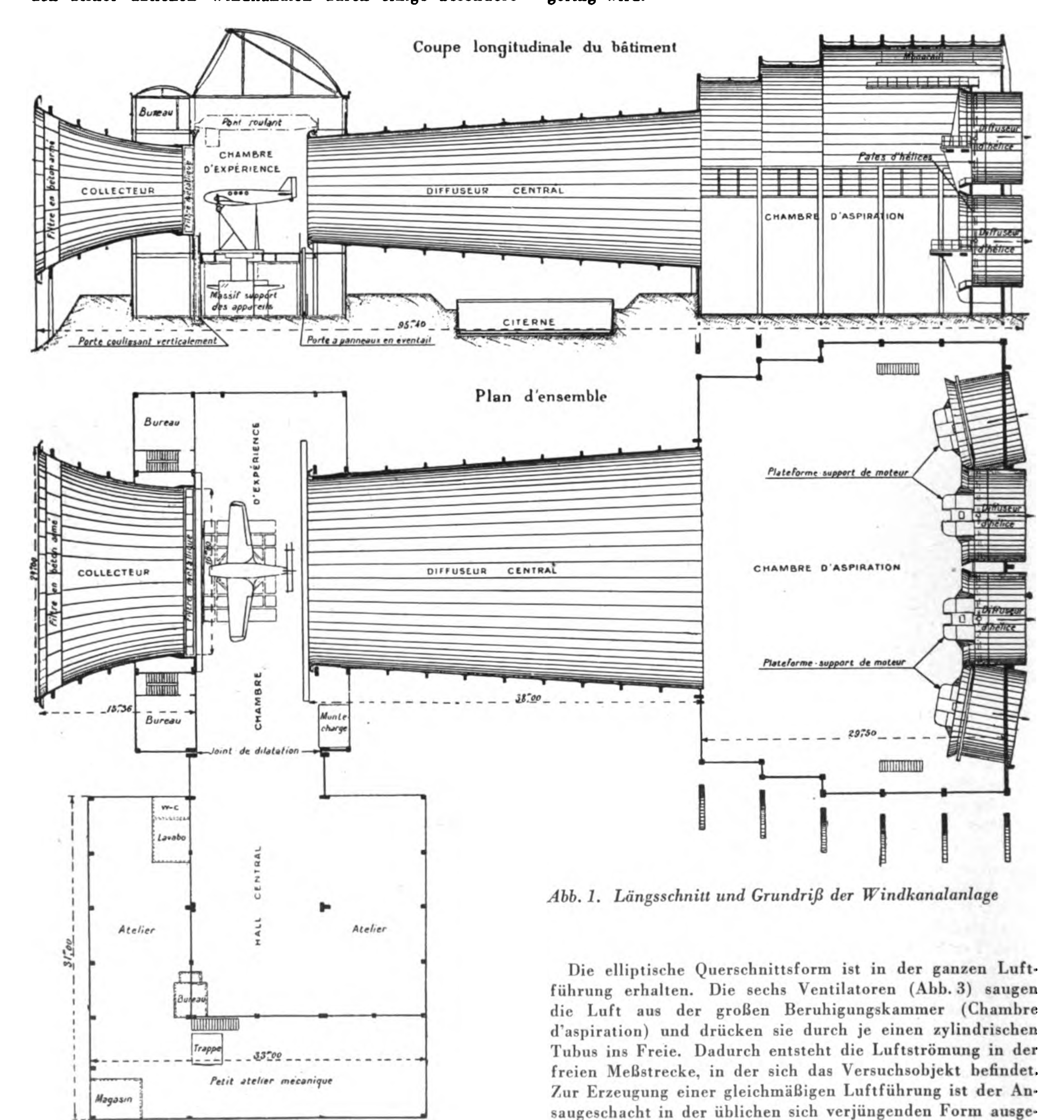


Abb. 1. Längsschnitt und Grundriß der Windkanalanlage

Die elliptische Querschnittsform ist in der ganzen Luftführung erhalten. Die sechs Ventilatoren (Abb. 3) saugen die Luft aus der großen Beruhigungskammer (Chambre d'aspiration) und drücken sie durch je einen zylindrischen Tubus ins Freie. Dadurch entsteht die Luftströmung in der freien Meßstrecke, in der sich das Versuchsobjekt befindet. Zur Erzeugung einer gleichmäßigen Luftführung ist der Ansaugeschacht in der üblichen sich verjüngenden Form ausge-

bildet und am Anfang und Ende mit je einem Gleichrichtergitterwerk versehen.

Jedes der sechs Gebläse (Abb. 3) wird von einem Elektromotor von 1000 PS angetrieben. In dem großen Beruhigungsraum vor den Gebläsen, der gleichzeitig als elektrische Zentrale ausgebildet ist, befinden sich zwei Satz Leonhard-Umformer von je 3000 PS, die den Gleichstrom für die Elektromotoren der sechs Ventilatoren liefern. Gemäß der Ausbildung der Windkanalanlage als Eiffeltyp mit offener Meßstrecke herrscht in allen Räumen des Meßgebäudes der Unterdruck der Strömung. Eine Verbindung mit dem Außenraum der freien Atmosphäre ist während des Windkanalbetriebs nur durch eine Schleuse möglich.

Die Bedienung und Steuerung der ganzen Antriebs- und Meßanlage geschieht im Kellergeschoß unter dem Meßraum. Ein Periskop gestattet von der Befehlsstelle aus die Beobachtung aller Vorgänge in dem darüberliegenden Meßraum (Abb. 4), in welchem sich das Versuchsobjekt befindet. Durch eine Mikrophon- und Lautsprecheranlage ist die Befehlsstelle mit der elektrischen Zentrale sowie mit der Versuchsstelle selbst in Verbindung.

Da die atmosphärischen Bedingungen in der Umgebung des Windkanals bei den Ausmaßen desselben nicht ohne Einfluß auf die Eigenschaften des Luftstromes sind, werden Barometerstand, Windrichtung und -stärke sowie die Temperatur laufend registriert.



Abb. 2. Windkanalanlage in Chalais Meudon, Antriebsseite

Mögliche Versuche

Sechskomponentenwaage

Die wichtigste Meßeinrichtung im Windkanal ist eine Sechskomponentenwaage der Firma A e q u i t a s, Béthune (Somme), mit der die Luftkräfte an Flugmodellen bzw. zum Teil an naturgroßen Flugzeugen gemessen werden können. Der obere Teil der Waage ist in der Bodenebene des Meßraumes als Drehscheibe ausgebildet, so daß darauf die verschiedensten Versuchsaufbauten erstellt werden können (Abb. 5). Durch diese Anordnung ist die Meßeinrichtung frei von allen Bedingungen an einen bestimmten Versuchsaufbau. Sie kann dadurch für vielseitige Versuche verwendet werden.

Normalerweise wird das Versuchsmodell von einem Gestell auf drei Stützpunkten getragen, wie in den Abb. 4 und 5 ersichtlich. An den vorderen beiden Stützpunkten ist das Modell beweglich gelagert. Der hintere Stützpunkt ist in der

Abb. 3. Luftansaugekammer mit den sechs Antriebsventilatoren von je 8,7 m ∅

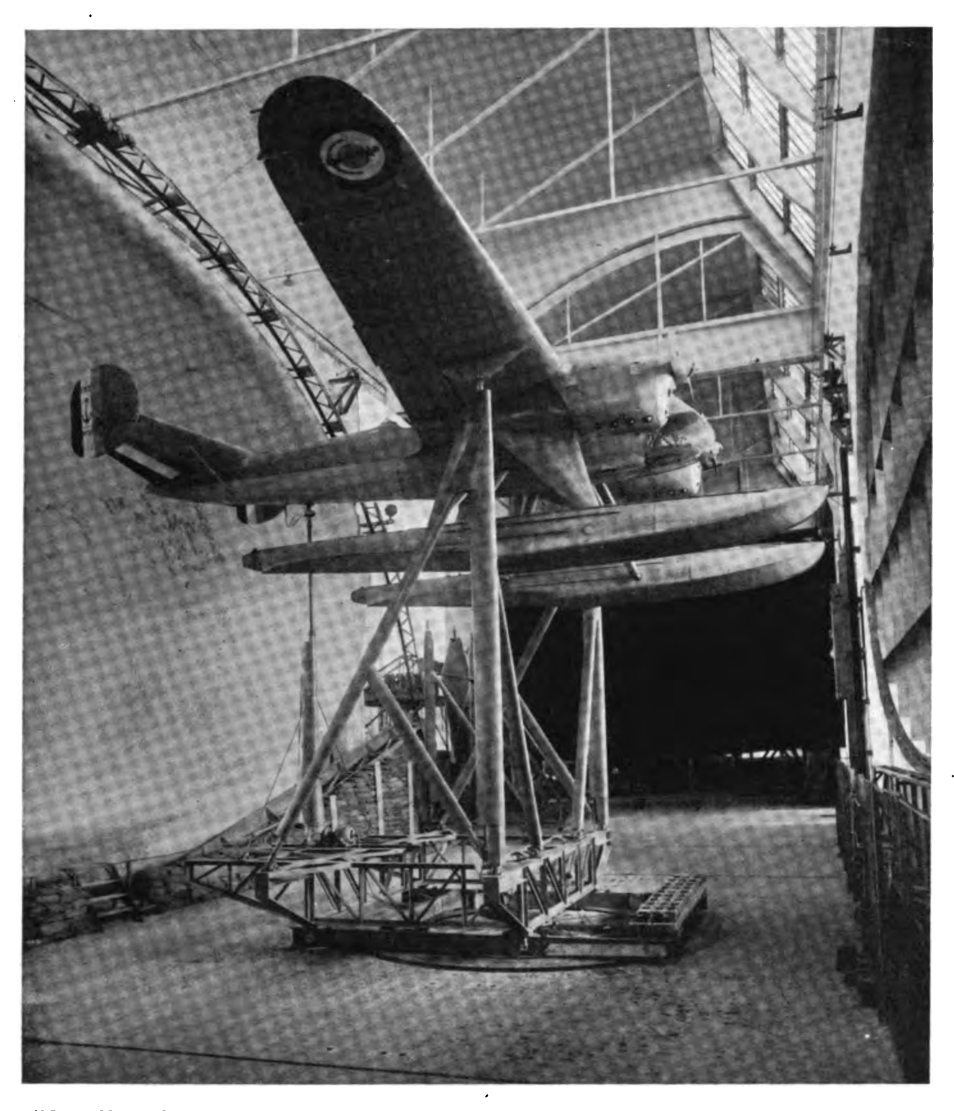


Abb. 4. Versuchsaufbau eines Schwimmerflugzeuges „Hydravion Gourdou Hy 120". Modell 1:4.

daß sie in einer horizontalen Ebene frei schwingen können und somit die gleichzeitige Messung von horizontalen und vertikalen Kräften gestatten.

Die drei Auftriebswaagen sind für eine Höchstlast von jeweils 3000 kg, die Widerstands- und Querkraftwaagen von je 1200 kg ausgelegt. Sämtliche Waagen lassen durch eine Veränderung der Waagenhebelarme eine Veränderung der Meßbereiche und damit der Empfindlichkeit zu. Für die Auftriebswaagen kann der Meßbereich von 3000 kg auf 1500 je Waage, bei den übrigen für Widerstand und Querkraft von 1200 kg auf 900, 600 und 300 kg verringert werden. Während einer Messung können von der Befehlsstelle aus in dem gewünschten Augenblick sämtliche Waagen arretiert werden, so daß nunmehr nacheinander die in dem Zeitpunkt der Messung vorhandenen Meßwerte abgelesen bzw. auf jeweils eine Meßkarte gedruckt werden können. Jede Waage ist außerdem mit einem Schreibwerk ausgerüstet, das die Aufzeichnung der Kräfte über der Zeit bei Sonderversuchen gestattet.

Höhe über ein Triebwerk verschiebbar und gestattet somit die Verstellung des Anstellwinkels. Bei Messungen mit Schräganblasung läßt sich der ganze Versuchsaufbau auf der Drehscheibe um die senkrechte Achse drehen. Abb. 6 gibt eine schematische Darstellung des Prinzips der Sechskomponentenwaage. Die Übertragung der Kräfte auf die Waage erfolgt über einen starren als Fachwerk ausgebildeten Ring als Versuchsträger mit drei starren Stützen. Aus der schematischen Darstellung ist zu ersehen, wie die Kräftezerlegung erfolgt. Der Gesamtauftrieb ist durch die Summe der senkrechten Kräfte an allen drei Waagen 1, 2 und 3 gegeben. Die Auftriebskraft an der Waage B 3 (= balance 3) dient zur Ermittlung des Moments um die Querachse des Flugzeuges. Von den beiden vorderen Stützen werden die Widerstandskräfte auf die Waage B 4 und B 4' übertragen. Von der Stütze 2 wird außerdem die Querkraft mit der Waage B 5 aufgenommen. Durch diese Kraftzerlegung können außer Auftrieb, Widerstand und Querkraft die statischen Längs-, Roll- und Wendemomente am Versuchsmodell ermittelt werden.

Abb. 7 zeigt den starren Versuchsträger mit den drei Stützen und den eigentlichen Übertragungselementen der Waage. Diese Meßeinrichtung wurde an den drei mit Pfeilen bezeichneten Stellen auf Holzböcke aufgebockt vorgefunden, während die lebenswichtigen Übertragungselemente der Waagen, wie Gehänge mit Schneiden und Pfannen und dgl. Bauteile verschleppt waren. Abb. 8 zeigt das Laufgewichtsregistrierwerk einer Waage. Die Waagen selbst sind in der bekannten Art von mechanischen Waagen derart aufgebaut,

Längsmomentenwaage

Trotzdem sich aus der Differenz der mit der Waage gemessenen Auftriebe zwischen der vorderen und der hinteren Stütze das Längsmoment ermitteln läßt, sind zwei Meßmethoden zur schnelleren und genaueren Längsmomentenbestimmung vorhanden.

Die eine Meßmethode sieht folgende Anordnung vor:

Das Modell oder Ganzflugzeug ist an den vorderen Stützpunkten in üblicher Weise befestigt. An Stelle des hinteren Stützpunktes wird das Flugzeug mit einem Draht an einer Waage aufgehängt, die auf der Kranbrücke über dem Flugzeug beweglich angeordnet ist. Bei Veränderung des Anstellwinkels wird die Waage in Richtung der Flugzeuglängsachse bewegt, um stets einen senkrechten Seilzug zu gewährleisten. Die an der Waage abgelesene Kraft gibt direkt ein Maß für das Längsmoment des Flugzeuges.

Die zweite Methode ist die einer Nullmessung durch Höhenruderbetätigung. Der hintere Aufhängepunkt des Flugzeuges wirkt direkt auf eine Druckmeßdose, so daß die Druckänderung bei Anstellwinkelverstellung auf einem Manometer im Führersitz vom Piloten abgelesen werden kann. Durch einen entsprechenden Höhenruderausschlag wird das Längsmoment auf den Wert Null gebracht.

Meßeinrichtung für Luftschraubenuntersuchungen

Eine auf der Drehscheibe der Waage befestigte Säule trägt zwei Elektromotoren von je 125 PS Leistung zum Antrieb der Luftschraube (Abb. 9), deren Schub- und Drehmomentencharakteristik ermittelt werden sollen. Die beiden Motoren können, zusammengeschaltet, auch zum Antrieb einer Luftschraube von 250 PS Leistung dienen. Es können aber auch zwei Luftschrauben in Zug- und Druckschraubenanordnung angetrieben werden. Die Motoren können beliebig mit

spindelförmigen Verkleidungen versehen werden, an die im Bedarfsfalle auch Tragflügelteile angefügt werden. Durch die Drehscheibe, auf der die ganze Versuchsanordnung ruht, kann jede gewünschte Schräganblasung erreicht werden.

Die Messung von Widerstand und Schub erfolgt durch ein Dynamometer, das eine direkte Manometerablesung gestattet. Das Drehmoment der Luftschraube wird aus den elektrischen Daten der Motoren ermittelt.

Wird bei einer Luftschraubenuntersuchung eine größere Leistung als 250 PS erforderlich, so werden die Elektromotore durch einen Flugmotor (Benzinmotor) ersetzt, der ebenfalls mit einer Drehmomentenmeßeinrichtung ausgerüstet ist.

Sondermeßeinrichtung für Drehmomentenmessungen

Auf einer starren Säule befindet sich eine vollkardanisch gelagerte Grundplatte, auf der das Modell so befestigt ist, daß es sich um seinen Schwerpunkt frei bewegen kann (Abb. 10). Die aerodynamischen Momente um die drei flugzeugfesten Achsen können mit drei Dynamometern gemessen werden. Die Dynamometer arbeiten mit Flüssigkeitsdruck, der auf Manometer im Führersitz des Flugzeuges übertragen wird. Der Pilot im Führersitz kann somit durch geeignete Ruderausschläge die Momente um die drei Achsen zu Null machen.

Meßeinrichtung für Kühlerversuche

Die Windkanalanlage ist durch ihre Größe geeignet, auch Kühlerversuche an Triebwerken in Originalgröße durchzuführen.

Die in einem elektrischen Wasserspeicher von 1500 l Inhalt erwärmte Kühlerflüssigkeit durchströmt einen Versuchskühler. Den Flüssigkeitsdurchsatz bewirkt eine Motorpumpe von der max. Förderleistung 500 l/min bei einer Stauhöhe von 22 m WS. Die durch den Versuchskühler geströmte Flüssigkeitsmenge wird aus der Gefällhöhe eines Meßtroges von 300 l Inhalt bestimmt.

Bei den Versuchen ist der Kühler in das Flugzeug oder das Modell unter Betriebsbedingungen eingebaut. Die freiwerdende Wärmemenge wird aus der Durchflußmenge und dem Temperaturunterschied zwischen Kühlerein- und -austritt bestimmt. Es können dabei verschiedene Kühlflüssigkeiten untersucht werden.

Der Kühlerwiderstand selbst wird durch die aerodynamische Waage gemessen.

Abb. 11 zeigt den Einbau in den Windkanal bei einem Kühlergroßversuch.

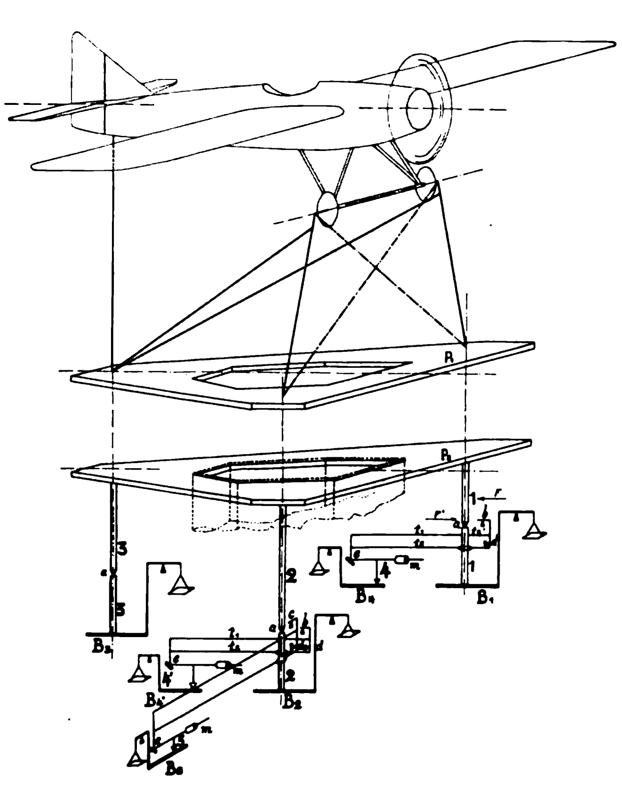


Abb. 6. Prinzip der aerodynamischen Waage im Windkanal von Chalais Meudon

Meßeinrichtungen

Messung an Tragflügeln

Drei- oder Sechskomponentenmessungen mit der Waage.

Polaren ohne und mit Schiebewinkel im ganzen Flugbereich.

Untersuchung mit Start- und Landehilfen, Vorflügel, Landeklappen versch. Art und Fowlerflügel.

Längs- und Rollmomentenbestimmungen bei Sturzflugbremsen.

Untersuchungen mit der Unterbrecherquersteuerung an Flügelteilen in Originalgröße; Prüfung der Steuerung im überzogenen Fluge.

Druckverteilungsmessungen und örtliche Strömungsbeobachtung durch Ausblasen von Rauch aus einer Sonde.

Messungen an Ganzflugzeugen oder Flugzeugmodellen und anderen Flugkörpern

Waagemessungen im ganzen Flugbereich.

Prüfung der Steuerwirksamkeit der Ruder in extremen Fluglagen.

Versuche mit neuen Quersteuerungen.

Prüfung der Wirksamkeit von Steuerungen im überzogenen Flug und Untersuchung der Kippsicherheit.



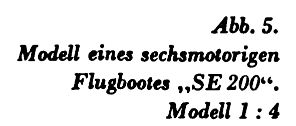


Abb. 5. Modell eines sechsmotorigen Flugbootes „SE 200“. Modell 1 : 4

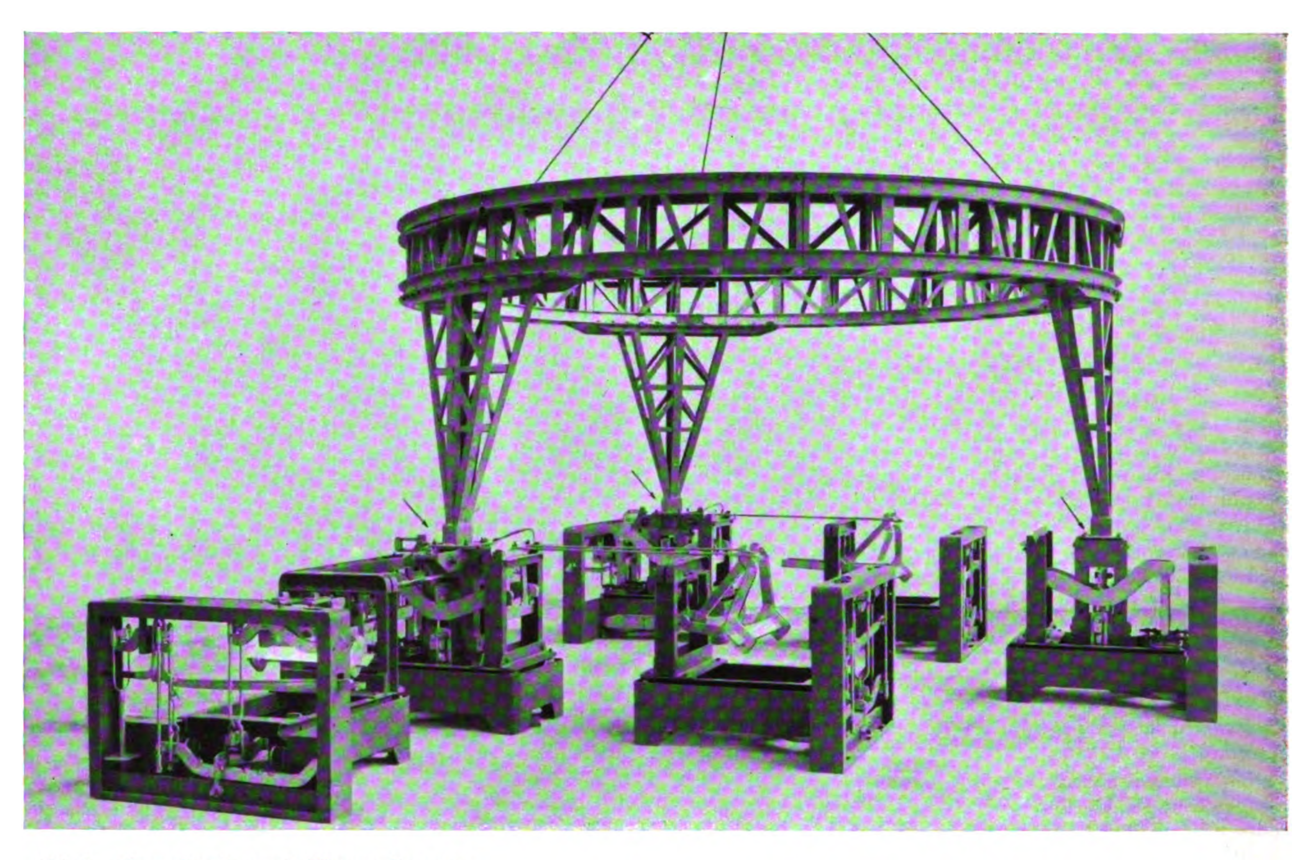
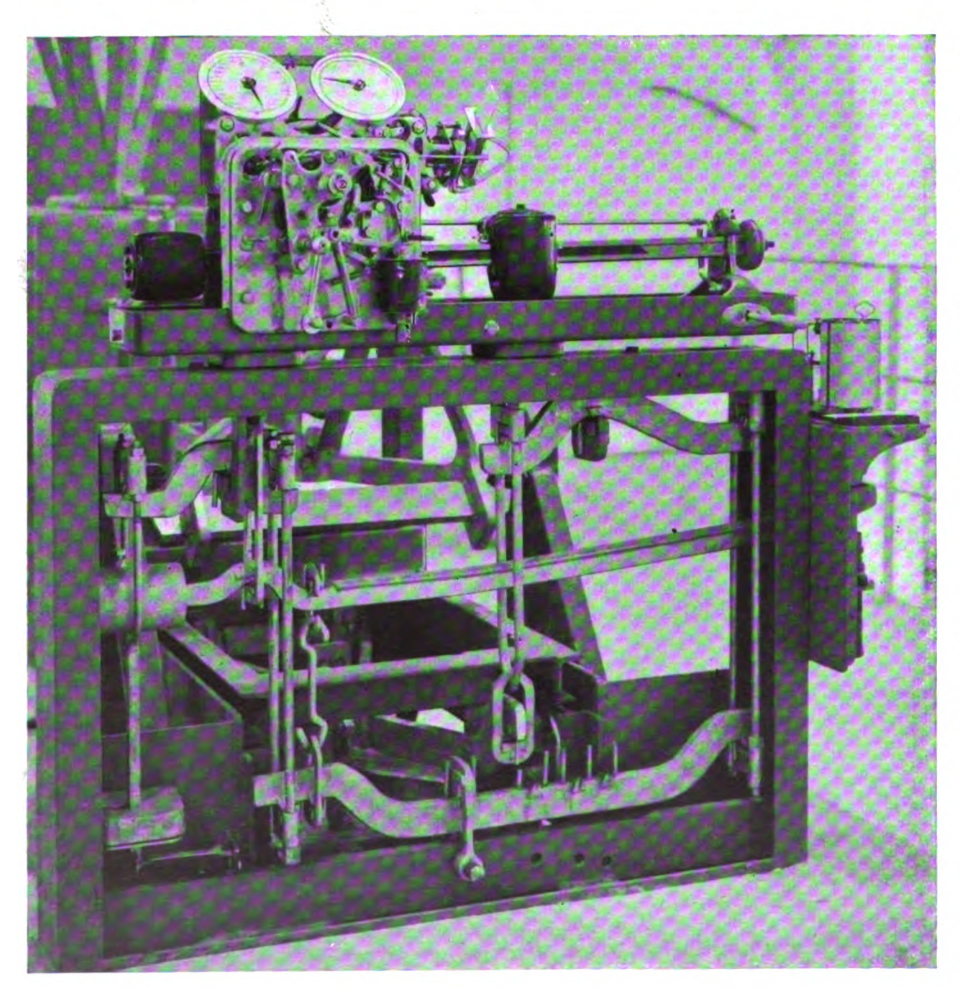


Abb. 7. Versuchsträger mit Waagenelementen



Stabilitätsmessungen mit einem Sonderversuchsaufbau.

Sämtliche Messungen können ohne und mit laufender Luftschraube durchgeführt werden.

Luftschraubenuntersuchungen und Ermittlung günstiger Motorverkleidungen

Schub- und Drehmomentencharakteristik der Schrauben bei verschiedenen Anströmrichtungen, auch in Gegenwart von Tragflügelteilen.

Widerstandsbestimmung verschiedener Motorverkleidungen.

Kühleruntersuchungen an Triebwerken in Originalgröße mit Kühlern verschiedener Art

Kühlerwirkungsgrad, Messung örtlicher Temperaturen und Druckverteilungen.

Ermittlung günstiger Kühlerformen.

Widerstandsmessungen.

Abb. 8. Laufgewichtsregistrierwerk einer Waage

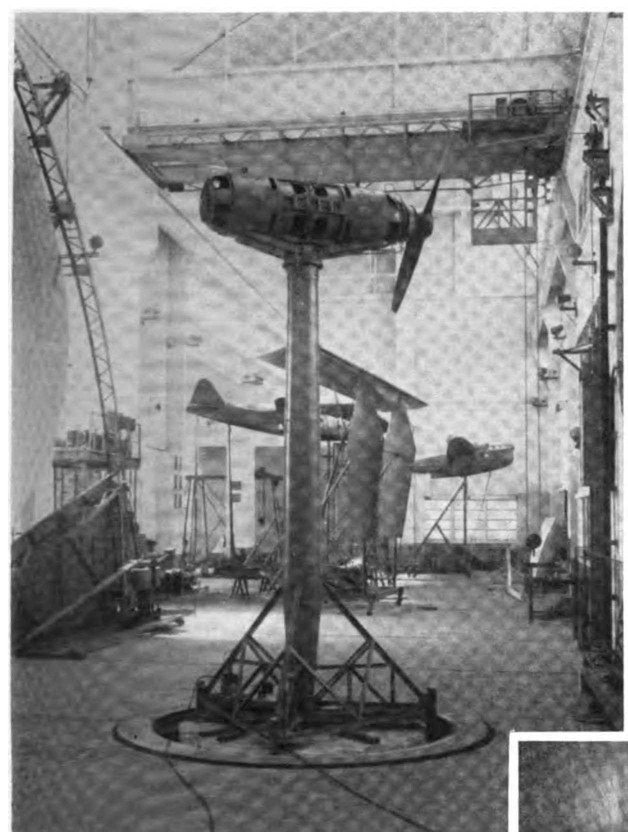


Abb. 9. Versuchsaufbau für Luftschraubenuntersuchungen bei Schräganblasung. Antriebsmotoren ohne Verkleidung

Untersuchung von Kraftwagen,
Triebwagen, Eisenbahnen und dgl.

Mit einer an Drähten aufgehängten Grundplatte von 60 m² Größe wird der Bodeneinfluß nachgeahmt. Abb. 12.

Mit dieser einfachen Meßeinrichtung lassen sich Widerstand, Querkraft und Auftrieb beim Studium von Stromlinienverkleidungen über Seilzüge auf einfache Weise ermitteln.

Eigenschaften des Luftstrahls

Nach Inbetriebnahme des Windkanals in Chalais Meudon wurden Orientierungsmessungen im Luftstrom über

Geschwindigkeitsverteilung im Luftquerschnitt,

Turbulenzgrad und

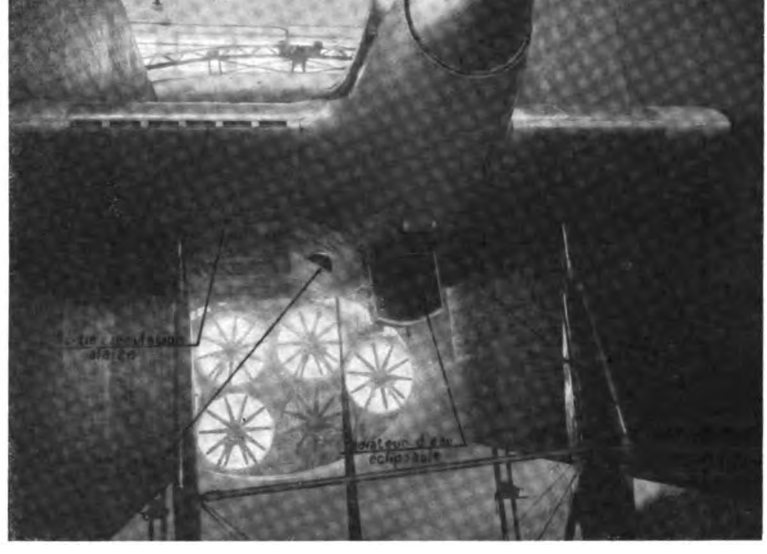
$c_{a\,max}$-Charakteristik eines Flügels bei verschiedenen Geschwindigkeiten

durchgeführt.

Die aus systematischen Strahlvermessungen bei verschiedenen Windrichtungen, Stärken und Böentätigkeit vorgefundenen Ergebnisse konnten im wesentlichen bestätigt werden. Durch die Drehzahlangleichung der einzelnen Gebläse an die Forderung der Geschwindigkeitsverteilung erhält man bei normalen Witterungsbedingungen im ganzen Meßquerschnitt eine recht gute Geschwindigkeitsverteilung. Der Einfluß von starken Außenwinden mit heftigen Böen auf die Eigenschaften des Luftstromes ist beachtlich. Glücklicherweise sind derartige Witterungsverhältnisse im Gelände von Chalais Meudon sehr selten.

Es werden demnächst noch umfangreichere Geschwindigkeitsverteilungsmessungen mit einer Meßharke durchgeführt.

Über den Turbulenzgrad des Luftstromes gibt eine Anzahl von Kugelmessungen Aufschluß, aus denen einige Ergebnisse entnommen wurden (vgl. Abb. 13). In der Meßebene, in der sich das Modell befindet, schwankt der Turbulenzgrad je nach Witterungsbedingungen in der Grenze zwischen $Re_{krit} = 2{,}4 \cdot 10^5$ und $3 \cdot 10^5$. Es konnte eindeutig festgestellt werden, daß die Schwankungen sehr empfindlich von den örtlichen meteorologischen Bedingungen abhängig sind. Es wurden beispielsweise an einem Abend Turbulenzmessungen durchgeführt, die bei dem Kugeldurchmesser von 14 cm die kritische Reynoldszahl $Re_{krit} = 2{,}36 \cdot 10^5$ ergaben. Am darauffolgenden Morgen ergaben die Messungen bei völlig unverändertem Versuchsaufbau die kritische Reynoldszahl $Re_{krit} = 3 \cdot 10^5$. Es wird demnach bei manchen Mes-



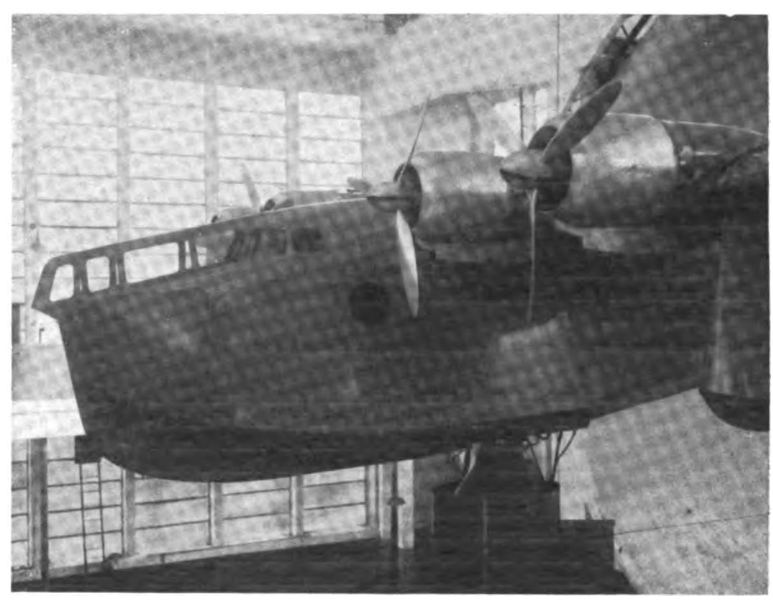


Abb. 10 (Mitte). Kühlerversuche an einem naturgroßen Triebwerk mit Rumpfflügelaufbau

Abb. 11 (rechts). Stabilitätsversuche mit dem 25-t-Flugboot „Bréguet 730", 3800 PS. Modell 1 : 4

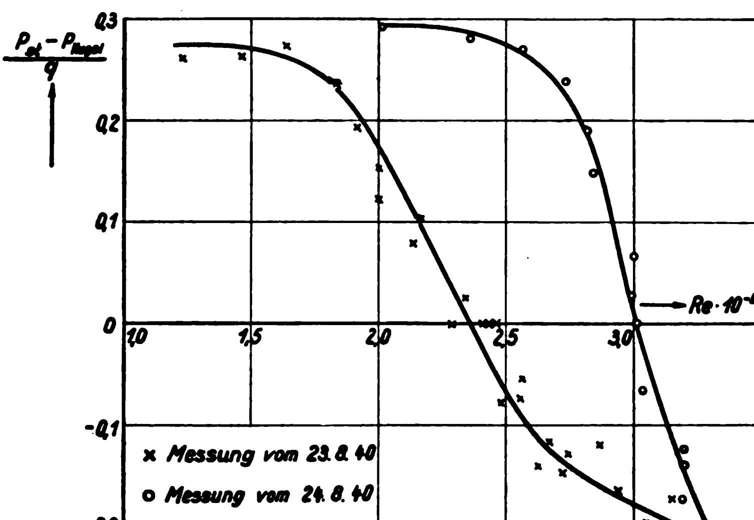
sungen notwendig sein, während der Versuche in gewissen Zeitabständen die Turbulenz im Luftstrahl mitzumessen.

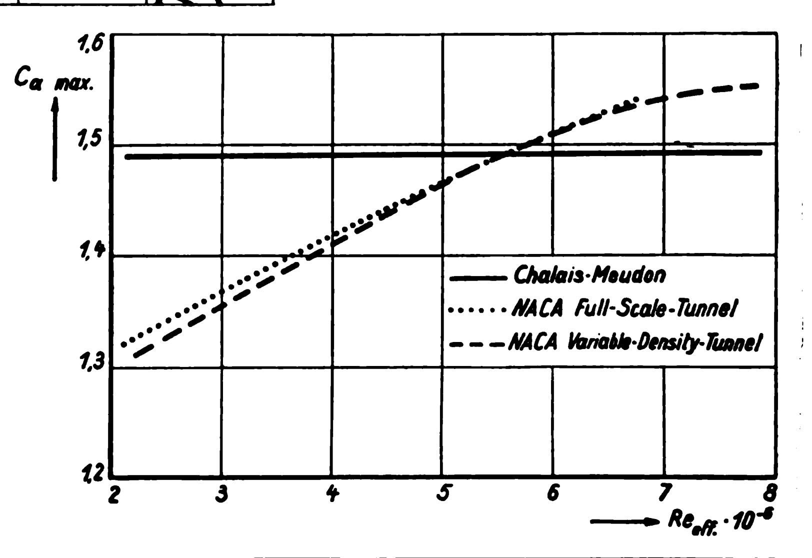
Eine bisher noch ungeklärte Frage stellen die aus französischen Messungen vorgefundenen Resultate von $c_{a\,max}$-Messungen an einem Tragflügel Clark Y bei verschiedenen Geschwindigkeiten dar. Es wurde gefunden, daß die $c_{a\,max}$-Werte im Windkanal von Chalais Meudon bei wachsender Reynoldszahl konstant bleiben, während die bisherigen bekannten Meßergebnisse aus deutschen und ausländischen Windkanälen stets eine mit der Reynoldszahl ansteigende Tendenz zeigen.

Die mit dem Tragflügel Clark Y durchgeführten eigenen $c_{a\,max}$-Messungen in Chalais Meudon ergaben ebenfalls einen nahezu horizontalen Verlauf der $c_{a\,max}$-Charakteristik (Abb. 14) über der Reynoldszahl. Die Vermutung, daß vielleicht die Ursache für dieses Ergebnis in den Vorgängen der Grenzschicht unter dem Einfluß eines sehr turbulenzarmen Luftstroms zu finden sei, wurde durch die Ergebnisse der Turbulenzmessungen hinfällig.

Zobel.







oben:

Abb. 12. Studium von Stromlinienverkleidungen von Eisenbahnzügen

Mitte:

Abb. 13. Turbulenzmessungen in Chalais Meudon unter verschiedenen atmosphärischen Bedingungen. Kugeldurchmesser D = 14 cm

unten:

Abb. 14. Änderung $c_{a\,max}$ mit der effektiven Reynoldsschen Zahl beim Clark-Y-Profil

Schrifttum

M. Lapresle, La grande soufflerie de Chalais Meudon, Science Aérienne, N 3 (24) Mai, Juin 1936.

G. Le Marec, La grande soufflerie aérodynamique de Chalais Meudon, Génie Civil, 3 Novembre 1934.

P. Rebuffet, Les essais des maquettes motorisées à la grande soufflerie de Chalais Meudon, Science Aérienne, N 2, Mars, Avril 1939.

J. Cor et *Paszkiewicz*, La grande soufflerie aérodynamique de Chalais-Meudon, L'Aviation française, 1936.

Windkanal der Northrop Aircraft Inc. in Hawthorne, USA. Geschlossene Bauart (liegend) mit einfacher Luftrückführung, elliptischer bis kreisförmiger Querschnitt. Ausführung aus verschweißten Stahlblechen, im Bereich der Meßstrecke hochklappbare Kanalwände aus Holz mit gebogenen Beobachtungsfenstern; Querschnitt der Düse 3,68 m Dmr., des Auffangtrichters 10,68 × 6,86 m. Höchste Luftgeschwindigkeit in der Meßstrecke rd. 258 km/h. Gebläseantrieb durch luftgekühlten Sternmotor Wright „Cyclone" von 1200 PS, außerhalb des Kanals angeordnet und über eine Flüssigkeitskupplung auf eine Vierblatt-Treibschraube von 4,6 m Dmr. arbeitend. Erneuerung der Luft im Kanal innerhalb 2 min bei Vollast durch Abzweigung von Kühlluft für den Antriebsmotor; dadurch konstante Lufttemperatur und Messung unter Atmosphärendruck. Messung der Luftkräfte mittels Sechskomponentenwaage (mechanische Übertragung auf 6 Einzelwaagen). Lagerung des Modells auf gabelartigem Waagebock.

Drei neue Flugmotoren

aus der Musterreihe BMW 132

Die luftgekühlten Flugmotoren haben sich im kriegsmäßigen Einsatz, insbesondere wegen ihrer verhältnismäßig hohen Beschußunempfindlichkeit[1]), vielfach bewährt und nehmen daher das allgemeine Interesse in verstärktem Maße in Anspruch. — Die nachfolgende Bildreihe zeigt kennzeichnende Einzelheiten von bisher noch nicht veröffentlichten luftgekühlten Hochleistungsmotoren, die vornehmlich bei der Luftwaffe Verwendung gefunden haben.

Die luftgekühlten 9 Zyl.-Viertakt-Sternmotoren BMW 132 F, K, N stellen eine beachtliche Weiterentwicklung der aus dem Grundmuster BMW 132 hervorgegangenen Baumusterreihe BMW 132 A, D, E, H, L dar[2]). Durch wesentliche Änderungen in Gestaltung und Ausrüstung wurden Verbesserungen sowohl bezüglich der Leistung als auch des Betriebstoffverbrauchs und der Betriebssicherheit erzielt. Besonders zu erwähnen ist, daß alle drei Baumuster mit einer selbsttätig geregelten Kraftstoffeinspritzanlage an Stelle eines Vergasers versehen sind, wodurch höchstmögliche Ausnutzung der Kraftstoffenergie gesichert ist.

Weitere Neuerungen, z. B. auch die Ausbildung der Luftschrauben-Untersetzungsgetriebe, gehen aus den nachfolgend beschriebenen Bildern hervor.

Leistungen

Entsprechend der Auslegung ihrer Schleuderlader arbeiten die Baumuster 132 F, N als Höhenmotoren und das Baumuster 132 K als Bodenmotor mit folgenden Leistungen:

Leistungsstufe	Motormuster		
	BMW 132 F	BMW 132 K	BMW 132 N
Abflugleistung .... PS	800	960	865
Dauerleistung .... PS	650	690	665
in Flughöhe .... m	4300	1800	4500

Beschreibung der Motoren und einiger Hauptbauteile

Gesamtaufbau

Abb. 1 zeigt den Gesamtaufbau des BMW 132 N. Der Aufbau der Muster 132 F, K stimmt im wesentlichen mit dieser Darstellung überein, bis auf die Ausführung des Luftschrauben-Getriebes, des Waffenantriebs und der Druckölzuleitung zur Luftschrauben-Verstellung.

Die Ladeluft gelangt durch zwei Ansaugstutzen a und einen Ringkanal b in das Laderad c, aus dem sie radial mit hoher Geschwindigkeit austritt. In den Leitschaufeln d wird diese Geschwindigkeit wieder z. T. in Druck umgewandelt, bevor die Ladeluft über die an den Ringkanal e angeschlossenen Laderohre f den Zylindern zugeleitet wird.

Der Kraftstoff wird durch die Förderpumpe g der Einspritzpumpe h zugeführt, die ihn während des Saughubs über Leitung i und Düse k unmittelbar in den Verbrennungsraum einspritzt.

Die Schmierung erfolgt nach dem Trockensumpfverfahren. In den Ölsumpf n sind ein Spaltfilter o mit Umgehungsventil und Schlammablaß und eine vierfache Ölpumpe p eingebaut. Rückschlagventile verhüten Schäden durch Überströmen des Öls in der Ruhestellung. — Zur Motorentlüftung befinden sich Anschlüsse q am Getriebe, r am Ölsumpf und ein weiterer am Ladergehäuse.

Das Drucköl zur Luftschraubenverstellung gelangt über Steuerventil s und Leitung t zum Luftschrauben-Anschlußflansch u.

Das Motorgehäuse besteht aus acht in Motorlängsachse zusammengebauten Teilen. Es sind dies nach Abb. 2 Lagerschild a, Steuergehäuse b, Kurbelgehäuse-Vorderteil c und -Hinterteil d, Ladergehäuse e und Deckel f mit Leitschaufeln, Geräteträger g und (nicht abgebildet) das Getriebegehäuse. Hinzu kommt ferner noch der Ölsumpf.

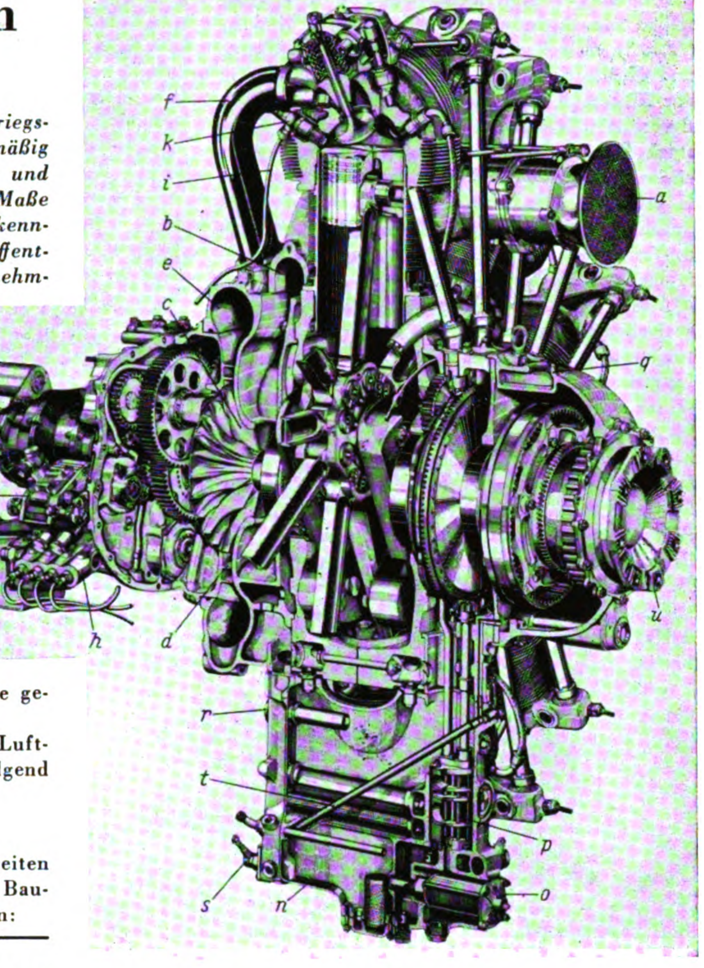


Abb. 1. Gesamtaufbau des BMW 132 N

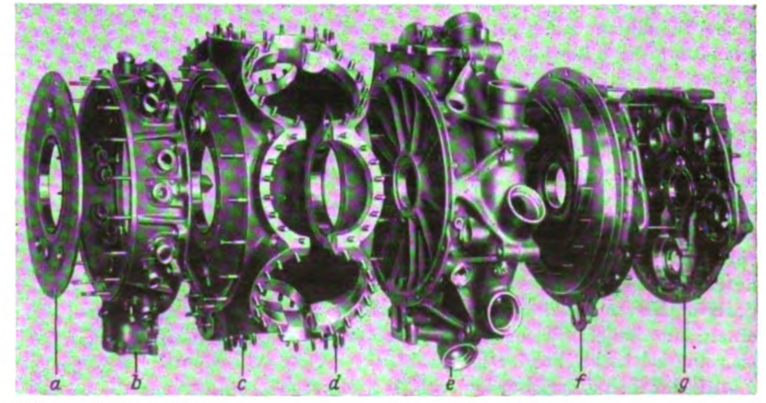


Abb. 2. Motorgehäuse

[1]) *Vgl. K. Kress, Beschußschäden an luftgekühlten Motoren, „Luftwissen" (40), S 415.*

[2]) *Beschreibungen dieser Muster in Handb. d. Luftfahrt (39), S 522 u. 557; Hollbach, Deutscher Flugzeugbau, S 63, ferner Flugsport (38), S 228, und Flugsport (40), S 95. An letzterer Stelle werden auch schon die Muster 132 N, K kurz erwähnt.*

Die Kurbelwelle besitzt die bewährte zweiteilige Ausführung mit Preßkegelverbindung (Abb. 3). Das Vorderteil a mit vorderer Wange und Hubzapfen wird mit seinem Ansatz b in das Hinterteil c eingepreßt. Eine Bronzebüchse d verhütet Fressen an der durch Wechselkräfte stark beanspruchten Sitzstelle. Zur Sicherung einer festen Verbindung wird ein schlanker Kegel e in das Zapfenende eingepreßt und durch eine Schraube gehalten. Der Keilbahnzapfen f vermittelt die Übertragung des Drehmoments auf das Getriebe.

Alle drei Motoren besitzen Untersetzungsgetriebe, die durch ihre verschiedene Gestaltung besonders kennzeichnend für die Entwicklungsrichtung sind. Motor 132 F hat noch ein seiner Form nach schon vom BMW VI her bekanntes Kegelradumlaufgetriebe, Motor 132 K hat dagegen ein Stirnradumlaufgetriebe mit Doppelplanetenrädern und Motor 132 N ein Stirnradumlaufgetriebe mit einfachen Planetenrädern. Die Vorzüge des Stirnradumlaufgetriebes liegen u. a. darin begründet, daß seine Bauweise gedrängter und seine genaue Herstellung erleichtert ist.

Das Kegelradumlaufgetriebe des BMW 132 F besitzt nach Abb. 4 ein Antriebskegelrad a, das

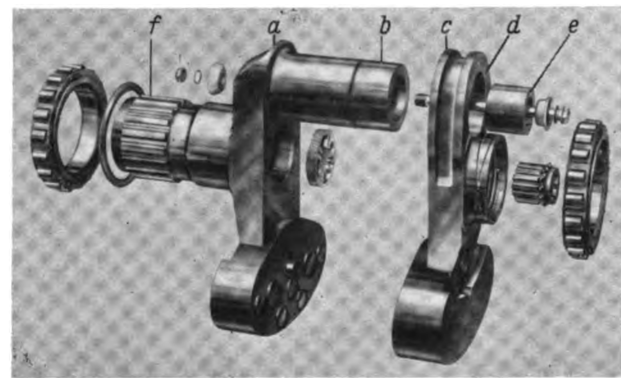
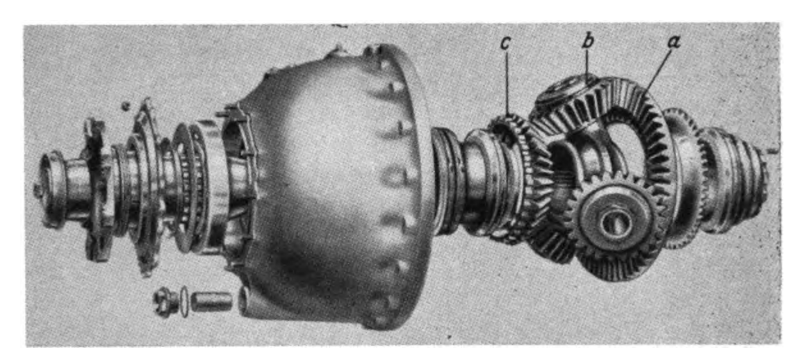


Abb. 3. Kurbelwelle

drei auf einem Stern mit geneigten Zapfen sitzende Planeten- oder Satellitenräder b antreibt, die sich in bekannter Weise auf einem feststehenden Kegelrad c, dem sog. Sonnenrad, abwälzen. Der Satellitenstern wird dabei mit einer ausschließlich durch die Neigung der Zapfen bestimmten Drehzahl mitgenommen und überträgt sein Drehmoment über einen Keilbahnzapfen auf die Luftschraubenwelle.

Beim Stirnradumlaufgetriebe des BMW 132 K (Einzelteile Abb. 5, Schnittzeichnung Abb. 6) treibt ein innenverzahntes Antriebsstirnrad a sechs in einem Käfig b sitzende zweistufige Planetenräder c über die kleinere Stufe an. Die Planetenräder wälzen sich ihrerseits in ihrer größeren Stufe auf dem Sonnenrad d ab und erteilen so dem Käfig eine den Zähnezahlverhältnissen entsprechende Drehzahl. Diese Bewegung wird wieder über einen Keilbahnzapfen auf die Luftschraubenwelle übertragen. — Das Getriebe des BMW 132 N arbeitet in ganz entsprechender Weise mit sechs einfachen Planetenrädern Abb. 7 c an Stelle von Doppelrädern. Dieses Getriebe hat auch noch bei e einen Antrieb f für den Regler einer Luftschraube gleichbleibender Drehzahl.

Auf der Schnittzeichnung Abb. 6 sind noch besonders gut die Druckölzuleitung e zur Verstelluftschraube, der Steuerungsantrieb mit Vorgelegerad f und die Frischölzuleitung zum Hauptölverteiler g zu erkennen.



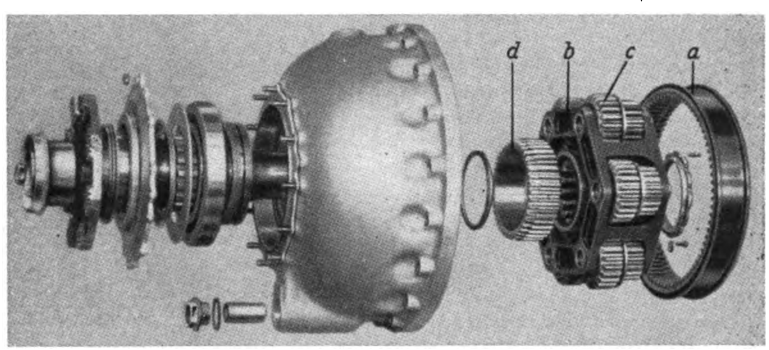


Abb. 4 und 5. Übersetzungsgetriebe des BMW 132 F (oben) und des BMW 132 K

Die Pleuelstangen: Die Motoren besitzen, wie für Sternmotoren üblich, eine Hauptpleuelstange (vgl. Abb. 9) mit acht gelenkig angeschlossenen Nebenpleuelstangen. Auf dem

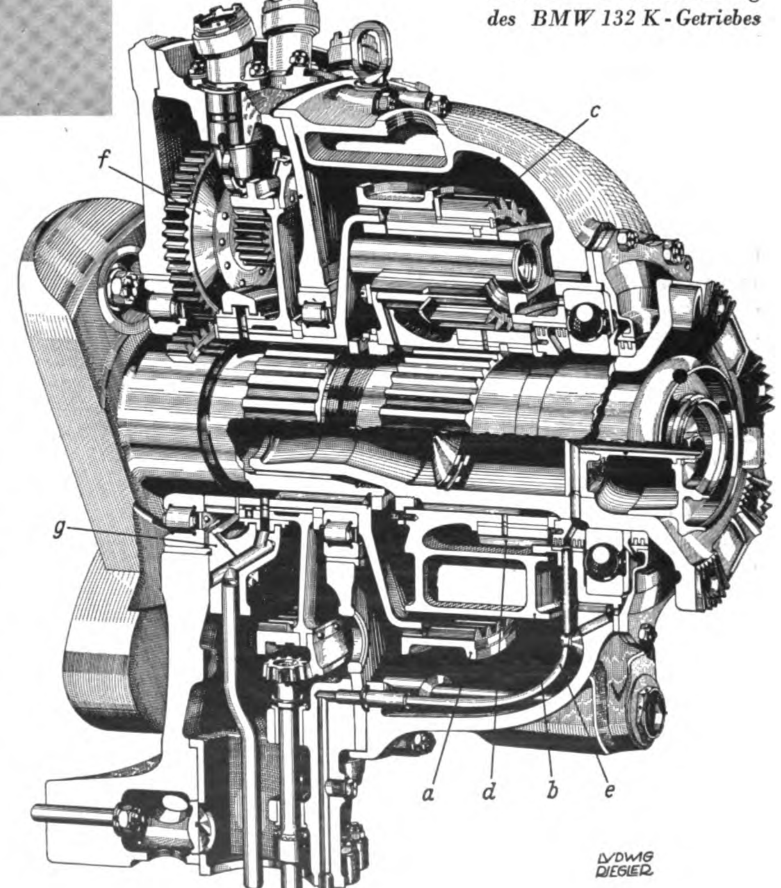


Abb. 6. Schnittzeichnung des BMW 132 K-Getriebes

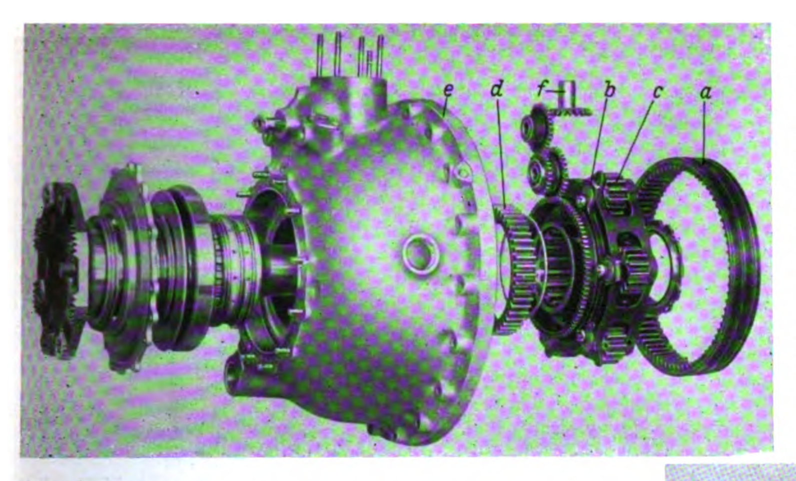


Abb. 7. Übersetzungsgetriebe des BMW 132 N

Hubzapfen läuft die Hauptpleuelstange mit einer Bleibronzebüchse. Für die schwingende Bewegung der Nebenpleuelstangen auf den Anlenkbolzen und auf den Kolbenbolzen dienen ebenfalls Bronzebüchsen.

Zylinder: Der aus Stahllaufbüchse und aufgeschrumpftem Leichtmetallkopf bestehende Zylinder besitzt engstehende, hohe Rippen für die bestmögliche Kühlung. Abb. 8 zeigt die Zylinderrückseite mit dem Einspritzdüsensitz a. Beachtenswert ist die der örtlich abzuführenden Wärmemenge genau angepaßte Rippenanordnung am Zylinderkopf. Auf der heißen Auslaßseite sind deshalb Stutzen b und Kipphebelgehäuse c mit besonders hohen Rippen besetzt, während dieselben um Einlaßstutzen d und Kipphebelgehäuse e ganz fortgelassen sind.

Gut zu unterscheiden sind auch die beiden um 70° zueinander geneigten Ventile, da das natriumgefüllte Auslaßventil wesentlich dicker als das Einlaßventil ist. Der Springring f schützt die Ventile bei Federbruch vor dem Hineinfallen in den Zylinder.

Motorkühlung: Die Zwischenräume zwischen benachbarten Zylindern sind durch Leitbleche sorgfältig ausgefüllt, so daß nur Luft zwischen Zylinder und Umkleidungsblech durch die Verrippung strömen kann. Am Umfang sind die Bleche zur Erzielung einer dichten Haubenauflage zusammengefaßt und mit Nut und Abdichtschlauch versehen. Diese Maßnahmen haben das Ziel, einwandfreie Kühlung des Motors bei geringstem Luftdurchsatz, d. h. geringstem innerem Strömungsverlust, zu erreichen.

Die Hilfsgeräteantriebe sind mit dem Kurbeltriebwerk und dem Steuerungsantrieb zusammen auf Abb. 9 in räumlicher Anordnung gezeichnet. Man sieht die für die neueren Baumuster kennzeichnende waagerechte Anordnung der Antriebe für Einspritzpumpe a, Zünder b, Stromerzeuger c, Luftpresser d und Drehzähler e.

Abb. 8 (oben rechts). Zylinder

Abb. 9 (links). Zusammenstellung der Antriebe

Hervorzuheben sind auf der Darstellung weiter noch der am 132 N-Getriebe angebaute Antrieb f zum Luftschraubenregler, der Ölpumpenantrieb g, der Steuerungsantrieb h und das Vorgelege i zum Laderantrieb, an das auch die Anlasserwelle bei k federnd angeschlossen ist. *K. Brode.*

August von Parseval 80 Jahre alt


Bild: Scherl

Am 5. Februar 1941 beging Major a. D. Professor Dr. August von Parseval seinen 80. Geburtstag. Die Lilienthal-Gesellschaft verlieh ihm aus diesem Anlaß für seine Pionierleistungen auf dem Gebiete der Luftfahrttechnik die Lilienthal-Denkmünze.

Selbst in der deutschen Luftfahrttechnik ist *von Parseval* im allgemeinen nur bekannt durch das von ihm entwickelte unstarre „Parseval-Luftschiff". Nur wenige kennen den Lebenslauf dieses still zurückgezogen lebenden Mannes, der als seine wichtigste Leistung gerade nicht das unstarre Luftschiff bezeichnet, sondern die Erfindung des Drachenballons, der als Fesselballon während des Weltkrieges dem deutschen Heer unendlich große Dienste geleistet hat.

August *von Parseval* wurde am 5. Februar 1861 in Frankenthal in der Rheinpfalz als Sohn eines höheren Regierungsbeamten geboren. Seine erste Ausbildung genoß er in der Königlich-Bayerischen Pagerie, trat 1878 als Fähnrich in das III. Bayerische Infanterieregiment ein und wurde dort 1880 Leutnant. *Von Parseval* kommt also ursprünglich ebenso wie *Graf von Zeppelin*, nicht von der Technik sondern vom Offiziersberuf her.

1881 veröffentlicht der für Mathematik hervorragend begabte und mit einer starken Vorliebe für Naturwissenschaften ausgestattete junge Leutnant eine Arbeit über die „Mechanik des Vogelfluges", die auch heute noch zu den grundlegenden Werken gehört. Das Problem des Fliegens hat ihn seitdem nicht wieder losgelassen. Durch Zufall lernt er in seiner Garnison den preußischen Luftschifferoffizier Bartsch *von Sigsfeld* kennen. Aus der kurzen Zeit gemeinsamen Schaffens — Bartsch *von Sigsfeld* starb als erster Offizier 1902 den Fliegertod — entsteht ein Drachenballon, der Fesselballon, der nach vielen Widerständen zum Kriegsgerät des preußischen und deutschen Heeres wurde. *Von Parseval* lernt in dieser Zeit August *Riedinger*, Augsburg, kennen, mit dessen finanzieller Unterstützung er nun seine Ideen in die Tat umsetzen kann. 1907 nimmt er, um sich ganz seinen technischen Aufgaben widmen zu können, den Abschied als Major und Bataillons-Kommandeur und entwickelt sein erstes Versuchsluftschiff, in dem er das unstarre Prinzip bis zum äußersten treibt: Selbst die Stabilisierungsflächen und die Luftschrauben werden unstarr ausgebildet. Der leitende Gedanke *von Parsevals* hierbei war der der Gewichtsersparnis und vor allem zugleich ein praktischer Gesichtspunkt: Sein Luftschiff sollte mit möglichst geringer Mannschaft startklar gemacht werden, ohne fremde Hilfe landen und auf kleinstem Raum verpackt werden können. Auf diese Weise glaubt er, die militärische Verwendungsfähigkeit seines Luftschiffes wesentlich vergrößern zu können. Kurz vorher war im Jahre 1906 die Motorluftschiff-Studiengesellschaft unter Leitung von Richard *von Kehler* gegründet worden. Diese erwirbt das erste Parseval-Luftschiff und *von Parseval* selbst wird technischer Geschäftsführer der Gesellschaft, später ihr Berater und Mitglied des Aufsichtsrates.

Wenigen der heutigen Generation aber ist die Tatsache bekannt, daß *von Parseval* vor seinen Luftschiffen ein Entenflugzeug entwickelt hatte; nur finanzielle Schwierigkeiten führten dazu, daß dieses Flugzeug nicht weiterentwickelt wurde, obwohl es einen Probeflug von 100 m Länge glücklich bestanden hatte.

Von nun an sehen wir eine stetige Entwicklung. Die Parseval-Luftschiffe bewähren sich und ein großes zweimotoriges gewinnt auf der Ila in Frankfurt den Kaiserpreis. Bald wird auch das erste Luftschiff nach Überwindung sehr vieler und für den rückblickenden Beschauer nicht immer verständlicher Widerstände an die preußische Heeresverwaltung verkauft und später mit deren Genehmigung an England, Rußland, Italien, Österreich, die Türkei und Japan.

Von den wissenschaftlichen Arbeiten *von Parsevals* ist aus dieser Zeit die Schrift „Motorballon und Flugmaschine" aus dem Jahre 1908 zu nennen.

Seit 1911 wirkte *von Parseval* als Dozent, später als Professor an der Technischen Hochschule Berlin-Charlottenburg. Seine wissenschaftliche Leistung wurde durch die Verleihung des Dr.-Ing. E. h. der Technischen Hochschule München und des Dr. phil. h. c. der Universität Erlangen anerkannt.

Für seine Konstruktionsidee des unstarren Luftschiffes konnte *von Parseval* immer wieder anführen, daß seine Luftschiffe ohne größere Unfälle und Katastrophen im Krieg und Frieden ihren Dienst taten. Auch nach dem Kriege noch war in vielen Städten das nach seinem Prinzip gebaute Kleinluftschiff Parseval PN 28 als Reklameluftschiff zu sehen.

Die Arbeit von August *von Parseval* wurde von vielen Seiten anerkannt und kam in verschiedenen Ehrungen zum Ausdruck. Seiner Art aber widersprach es, viel Aufhebens von seiner Arbeit und seinen Erfolgen zu machen. Vom Offizier war er zum stillen Gelehrten geworden, und es war ihm stärkste Befriedigung, als einer der ersten Luftfahrtpioniere praktische Beweise für das Richtige seiner Gedanken erzielt und durch seine Ideen und ihre Verwirklichung seinem deutschen Vaterlande gedient zu haben.

Die deutsche Luftfahrt ehrt in ihm einen der Großen, deren Gedanken oft ihrer Zeit und den technischen Möglichkeiten vorauseilten und die dennoch immer wieder die Entwicklung befruchtet haben. *Bj.*

Vortrag über „Hochleistungsflugmotoren"

Im Januar 1941 nahm die Lilienthal-Gesellschaft ihre öffentlichen Vorträge wieder auf, die technisch interessierte Persönlichkeiten an die Probleme der Luftfahrtwissenschaft und -technik heranführen sollen. Naturgemäß stehen dabei solche Themen im Vordergrund, die die besondere Aufgabenstellung der Luftfahrttechnik gegenüber der erdgebundenen Technik behandeln. Ganz auf diese Fragen abgestellt war der Vortrag „Hochleistungsflugmotoren" von Prof. Dr. *H. Triebnigg* in Wien und Graz am 21. und 23. Januar[1]). Prof. *Triebnigg* behandelte insbesondere Einzelfragen der konstruktiven Gestaltung und die besonderen Wege, die der Flugmotorenbau im Gegensatz zum allgemeinen Motorenbau gehen muß. Der Vortrag wurde von der Lilienthal-Gesellschaft gemeinsam mit den örtlichen Dienststellen des NS-Bundes deutscher Technik durchgeführt. In Wien nahmen fast 600, in Graz 380 Ingenieure und Studenten teil. Auch die Spitzen von Partei, Staat und Wehrmacht waren zahlreich vertreten. In Wien sah man unter den Gästen den Kommandierenden General *Streccius*, mehrere Generäle der Luftwaffe und des Heeres, führende Persönlichkeiten der SA, ᛋᛋ, des NS-Fliegerkorps und NSKK sowie den Rektor der Technischen Hochschule. Ein geselliges Beisammensein im Haus der Flieger im Anschluß an den Vortrag führte zu einem regen Gedankenaustausch. In Graz kam das außerordentliche Interesse, das der Vortragsveranstaltung von Partei, Staat und Wehrmacht entgegengebracht wurde, durch die Teilnahme des Gauleiters und Reichsstatthalters Dr. *Uiberreither* und von Oberst *Korselt* als Vertreter des Standortältesten zum Ausdruck.

[1]) *Eine ergänzte Fassung des Vortrages werden wir demnächst veröffentlichen. Die Schriftleitung.*



FORSCHUNGS-KURZBERICHTE

Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S = Seiten, Sp = Spalten, L = Lichtbilder, Sk = Skizzen, Sb = Schaubilder, Z = Zahlentafeln, F = Formelrechnungen, f = ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Festigkeit

Auswerten von Versuchen über elastische Unstabilität. **A 22 23**

Eugene E. Lundquist: Generalized Analysis of Experimental Observations in Problems of Elastic Stability; NACA TN 658 (VII 38), Washington (12 S, F, f 2 Z, 3 Sb).

Southwell hat 1932 ein Verfahren angegeben, gemessene Kippvorgänge auszuwerten, wenn die Anfangswerte zur Last Null gehören. Dieses Verfahren ließ sich auf den Fall ausdehnen, daß die Anfangsablesung von Last und Auslenkung zu einer beliebigen Last unterhalb der kritischen gehört. E. Foku 41 02 01

Beanspruchung von Spantrahmen in versteiften Schalen. **A 22 23**

Paul Kuhn: Loads Imposed on Intermediate Frames of Stiffened Shells; NACA TN 687 (II 39), Washington (9½ S, F, f 33 Sk, 30 Sb).

Die Kräfte an Zwischenkanten versteifter Schalen rühren von der Krümmung der Längssteifen und von der Wirkung der Diagonalspannungen her. Diese können nach neuen Erfahrungsformeln berücksichtigt werden, wenn man in den Grundgleichungen für Zugfelder für den Anteil der Schubspannung, der durch die Schrägspannungen aufgenommen wird, einen Potenzausdruck, abhängig von der kritischen und gesamten Schubspannung, einsetzt. E. Foku 41 02 02

Längsbelastete, versteifte Blechfelder. **A 22 23**

Walter Ramberg, Albert E. McPherson und Sam Levy: Experimental Study of Deformation and of Effective Width in Axially Loaded Sheet-Stringer Panels; NACA TN 684 (II 39), Washington (60 S, 2 Z, F, f 15 L, 17 Sk, 81 Sb, 2 Z).

An zwei Blechfeldern mit Steifen (vgl. Foku 34 08 02, 35 07 15), die mit sorgfältig überwachter Endeinspannung unter Druck geprüft wurden, wurde an mehreren Stellen und für verschiedene Lasten die Verformung gemessen, vorwiegend oberhalb der Beullast. Das Blech war 24St-Alclad bzw. -Al-Legierung, Stärke 1,78 bzw. 0,63 mm. Die optischen Spannungsmesser nach *Tuckermann* wurden derart befestigt, daß sie die Spannungsverteilung im Blech nicht störten. Drillung und Biegung der Steifen wurden mit aufgesetzten Spitzen gemessen. Der Buckelverlauf wurde bestimmt. Vergleich mit fünf ähnlichen Proben sowie der gemessenen Verformung mit Näherungsrechnungen für ein Rechteckblech mit freien Kanten und der gemessenen mittragenden Breite mit neuen Formeln abhängig von Kantenspannung im Verhältnis zur Beulspannung ergab: Wenn der Stringer sich nach der Theorie von *Southwell* dem Kippzustand nähert, so ändert sich die Verformung geradlinig entsprechend der Beullast. Drill- und Biegeverformungen lagen nahezu auf geraden Linien. Wenn sie gleichzeitig auftreten, so wird der Stringer unstabil. E. Foku 41 02 03

Entlastungsschnitte an Kerben. **A 22 12**

E. Siebel, W. Steurer und H. O. Meuth: Milderung von Kerbwirkungen durch Entlastungsschnitte und Verschwächungen; Forschg. a. d. Geb. d. Ing. Wes., Bd 11, N 4 (VII/VIII 40), S 203/208 (5½ S, 19 L, 11 Sk, 6 Sb, F).

Bei Flachstäben unter Zug können die Spannungsspitzen an Bohrungen und Kerben dadurch herabgesetzt werden, daß man den Stab an der Kerbstelle verstärkt. Bei einachsiger Zugbeanspruchung läßt sich der Kraftfluß auch durch Entlastungsschnitte ablenken; an diesen Zusatzkerben entstanden jedoch neue Spannungsspitzen. Dieser Nachteil läßt sich, nach Versuchen an Gummimodellen und Dehnungsmessungen an Zellhornmodellen, durch zweckmäßige Kerbformen mildern. Versuche an Stahllaschen zeigten, wie sich dieser Spannungsabbau bei schwingender Beanspruchung günstig auswirkt. E. Foku 41 02 04

Holme mit vielen Steifen. **A 22 3**

Paul Kuhn: Approximate Stress Analysis of Multistringer Beams with Shear Deformation of the Flanges; NACA Rep. 636 (1938), Washington (40 Sp, 3 L, 43 Sk, 18 Sb, 1 Z, F).

Versteifte Häute, als längsbelastete Felder oder als schubverformte Gurte von Kastenholmen, mit vielen Stringern lassen sich zur praktischen Spannungsberechnung durch eine einfache erfahrungsmäßige Substitution auf Gebilde mit einer Steife (vgl. Foku 38 04 12) zurückführen. Das Verfahren wurde durch Vergleich der Rechnung mit Dehnungsversuchen an Holmen und Druckfeldern nachgeprüft. E. Foku 41 02 05

Flugmechanik

Seitenstabilität und gestörte Flugbewegungen. **P 31 71**

Robert T. Jones: The Influence of Lateral Stability on Disturbed Motions of an Airplane with Special Reference to the Motions Produced by Gusts; NACA Rep. 638 (1938), Washington (19 Sp, 6 Sb, 3 Z, F).

Für verschiedene Flossenflächen und V-Stellungen wurden bei einem angenommenen Kleinflugzeug gestörte Seitenbewegungen berechnet, auch solche infolge von Böen, um den Einfluß der Seitenstabilität zu ermitteln (vgl. Foku 37 07 03, 37 07 09, 38 02 14). Der V-Winkel änderte sich von 0 bis 10°, die Windfahnenstabilität entsprechend einem Seitenleitwerk von 0 bis 10% der Flügelfläche. Beide Baugrößen sind bei Seitenböen wichtig. Selbst bei 5° V-Stellung war das Rollmoment ungünstig, vor allem bei kleiner Windfahnenstabilität. Am empfindlichsten gegen Seitenstörungen sind die Dämpfung und die Kopplungsmomente des Tragflügels. Man muß vor allem das Wenderollmoment verkleinern; hierfür sind Trapezform und Verwindung günstig, etwa durch Klappen in Rumpfnähe. E. Foku 41 02 06

Trudeln von Tiefdeckern mit Massen in den Flügeln. **P 31 75**

Oscar Seidman und A. I. Neihouse: Free-Spinning Wind-Tunnel Tests of a Low-Wing Monoplane with Systematic Changes in Wings and Tails. III. Mass Distributed Along the Wings; NACA TN 664 (VIII 38), Washington (12 S, f 8 L, 18 Sk, 12 Sb).

Im NACA-Trudelwindkanal wurden acht Tragflügel und drei Leitwerke verschiedener Strömungsform in 24 Vereinigungen beim freien Trudeln mit vier Ruderlagen und beim Herauskommen mit fünf Ruderbetätigungen untersucht (vgl. Foku 36 05 03, 36 11 35, 38 04 19, 38 05 14, 38 09 03), im Rahmen von Forschungen über das Trudelverhalten von Tiefdeckern. Die Grundbelastung entsprach dem Mittelwert von 21 amerikanischen Flugzeugen, deren Trägheitsmomente bekannt waren; sie wurden durch Verlegen der Gewichte nach den Flügelenden hin verändert. Steilstes Trudeln und raschestes Herauskommen gaben rechteckige und zugeschärfte Flügelenden; Flügelenden nach Heeresnorm waren schlechter. Im gleichen Sinn war Flügelschnitt NACA 0009 am besten; er zeigte auch das größte Schieben nach außen, während dies bei NACA 6718 am geringsten war und 23 012 das flachste Trudeln gab. Klappen verzögern das Herauskommen. Trapezform 2:5 vergrößert das Schieben nach außen, die Zahl der Drehungen zum Herauskommen ist ungeändert. Der Tragflügel nach Heeresnorm zeigt steileres Trudeln, rascheres Herauskommen und größeren Schiebewinkel als die Grundform. Hochliegendes Höhenleitwerk, hohes Rumpfende mit durchlaufendem Seitenruder gibt das beste Herauskommen; liegt das Seitenruder nur über dem Rumpf, so wird bei Ausschlag im Trudelsinn das Trudeln am steilsten. Waagerechte Rumpfschnitte mit darüberliegendem Seitenruder zeigen das schlechteste Herauskommen. Dieses wird durch Drücken beschleunigt. Ziehen gibt das steilste Trudeln, nachfolgendes Drücken und Gegentreten das schnellste Herauskommen.

Beim Steiltrudeln sind meist Sinkgeschwindigkeit und Herauskommen schnell, aber die Trudelzahlen klein. Starkes Schieben nach außen erleichtert das Herauskommen, jedoch nur, wenn die Massen nach den Flügelenden verschoben sind. Tragflügel der Grundform oder mit Klappen oder mit Schnitt 6718 zeigen bei Lastverschiebung nach den Flügelenden flacheres Trudeln und langsameres Herauskommen, Heeresnorm und Schnitt 0009 umgekehrt.
E. Foku 41 02 07

Flugströmungslehre

Zirkulation am Flügelende während einer Bö. **P 31 13**

Arnold M. Kuethe: Circulation Measurements About the Tip of an Airfoil During Flight Through a Gust; NACA TN 685 (II 39), Washington (28½ S, 2 Z, F, f 28 Sk, 1 Sb).

Ein Tragflügel, Schnitt Clark Y, 0,30 m tief, wurde am Rundlauf mit 29 m/s über eine senkrechte Bö von 7 m/s bewegt. Die Winkel der Stromfäden wurden mit Hitzdrähten gemessen. Unmittelbar nach dem Eintreten in die Bö rücken die Wirbelzöpfe näher an die Flügelenden. Wenn die Flügeltiefe gleichbleibt oder nach außen abnimmt, werden die Enden durch Böen nicht stärker beansprucht als im gewöhnlichen Flug mit entsprechenden Größtanstellwinkeln. Das Anwachsen des Auftriebs in der Bö stimmt mit der ebenen Theorie von *Karman* und *Sears* überein. Die Abweichungen rühren teilweise von der Wirbelverschiebung her. E. Foku 41 02 08

Flugbootmodelle im Windkanal und Schlepptank. **P 39 93**

Cremona Cesare: Esperienze sistematiche sugli scafi G. I. S. 27, 28, 29 e 30; Atti di Guidonia N 31 (10 VIII 40), S 205/232 (27 S, 30 L, 15 Sk, 8 Sb, 19 Z, F).

Im Windkanal und im Schlepptank von Guidonia wurde ein Flugbootmodell G. I. S. 27 (s. Abb. 1) untersucht. Dann wurden nacheinander Spritzleisten (siehe Abb. 2) und nahezu rechteckige oder trapezförmige Stummel für Stützschwimmer hinzugefügt (s. Abb. 3 u. 4); diese Modelle hießen G. I. S. 28 bzw. 30 bzw. 29. Die gekielten Seitenschwimmer hatten Tropfengrundriß und eine Stufe.

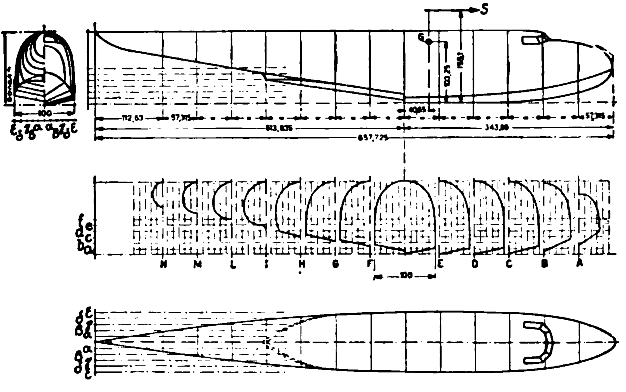


Abb. 1. Nacktes Guidonia-Flugbootmodell; G ist der Schwerpunkt, S die Angriffslinie des Schraubenvortriebs

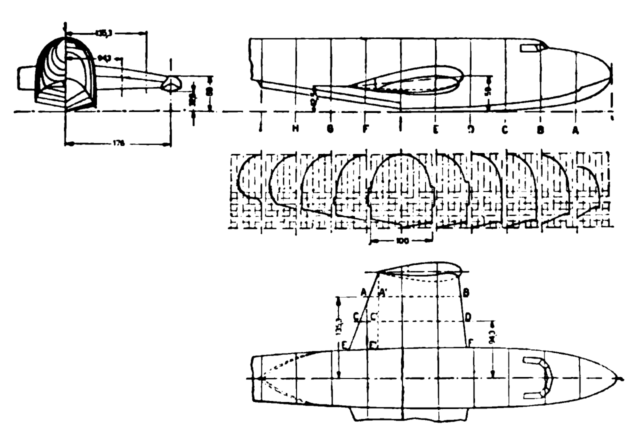


Abb. 2. Flugbootmodell nach Abb. 1 mit Spritzerleisten, trapezförmigen oder (gestrichelt) nahezu rechteckigen Stummeln für Stützschwimmer

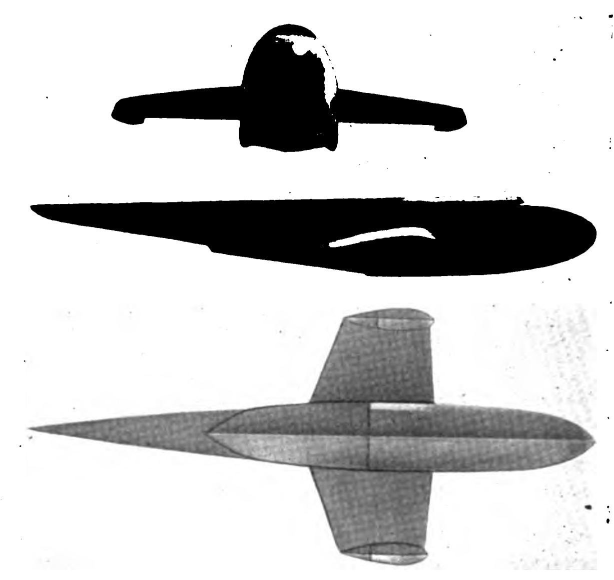


Abb. 3. Ansicht des Flugbootmodells nach Abb. 1 mit trapezförmigen Stummeln

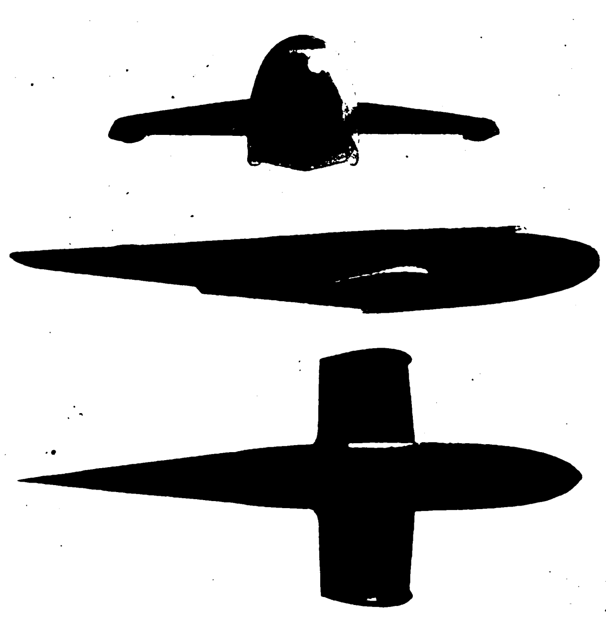


Abb. 4. Wie Abb. 3, jedoch mit rechteckigen Stummeln

Ergebnisse: Die strömungstechnische Güte in der Luft war den Anforderungen an die Innenausrüstung und an die notwendigen Schwimmeigenschaften zum Teil geopfert worden. Die Spritzerleisten sind unentbehrlich. Die Seitenschwimmerstummel sind vor allem für Langstrecken-Flugboote geeignet; sie tragen zum Auftrieb bei, erhöhen freilich, besonders durch die Seitenschwimmer, auch den Widerstand, verbessern aber die Gleitzahl des Tragflügels. Die Form, die für ein schwerbelastetes Großflugboot entworfen war, ist noch verbesserungsfähig. E. Foku 41 02 09

Auftriebsverteilung an ungleichförmig bewegten Platten. **P 31 19**

Heinz Söhngen: Bestimmung der Auftriebsverteilung für beliebige instationäre Bewegungen (ebenes Problem); Lufo Bd 17, Lfg 11/12 (10 XII 40), S 401/420 (38½ Sp, 5 Sk, 6 Sb, 1 Z, F).

Die Auftriebsverteilung längs der Tiefe an einer beliebig instationär bewegten oder angeströmten, dünnen und schwach gewölbten Platte bei kleinem Anstellwinkel und unendlicher Spannweite läßt sich entsprechend dem Verfahren von *Birnbaum* berechnen. Die kritische Geschwindigkeit, bei der der Flügel eine harmonische Bewegung ausführen kann, läßt sich den Stabilitätskriterien einordnen (vgl. Foku 41 02 13). E. Foku 41 02 10

Ungleichförmige Bewegung eines Tragflügels. P 31 19

C. Possio: Sul problema del moto discontinuo di un'ala. Nota 1ª (Moto piano); Aerotecn. Bd 20, N 9 (IX 40), S 655/681 (27 S, 2 Sk, 4 Sb, 1 Z, F).

Die Verfahren von *Wagner*, *Küssner* sowie *Karman* und *Sear* zum Berechnen des Flügelauftriebs bei ungleichförmiger Bewegung und ebener Strömung führen auf eine Integralgleichung der Geschwindigkeit. Führt man die Zirkulationsverteilung als Fourier-Reihe ein und unterdrückt man die ersten Glieder, so erhält man für die Geschwindigkeits- und Wirbelverteilung einfachere Ausdrücke. Bei der Anwendung kann man sich auf ebene Profile beschränken, da die Krümmung sich überlagern läßt. Für die plötzliche Drehung eines Flügels ergibt sich eine Integralgleichung der Zirkulationsänderung; diese läßt sich zahlenmäßig auswerten. Entsprechend läßt sich das Eintreten in eine senkrechte Bö behandeln.

E. Foku 41 02 11

Einzelschwimmer-Modell in Luft und Wasser. P 39 93

J. B. Parkinson und R. O. House: Hydrodynamic and Aerodynamik Tests of Models of Floats for Single-Float Seaplanes; N. A. C. A. Models 41-D, 41-E, 61-A, 73 and 73-A; NACA TN 656 (VII 38), Washington (14 S, 4 Z, f 41 L, 3 Sk, 36 Sb, 4 Z).

Im NACA-Schlepptank und im Windkanal von 2,1 × 3,0 m wurden zwei Modelle mit Querstufen und drei Modelle mit Keilstufen von Schwimmern auf ihre Eignung für Einschwimmer-Flugzeuge untersucht (vgl. Foku 34 08 08, 35 08 03, 36 05 10, 36 11 24, 37 01 35), und zwar im Rahmen der Forschungen über die Möglichkeit kleiner Wasserwiderstände und Spritzer bei hinreichendem Kielwinkel für Stoßlandungen. Das Modell 41-D ähnelt 41-A, das als Schwimmer für „Navy Mark V" diente, hat jedoch nahe den Stufen bessere Übergänge der Längskrümmung und hinten kleineren Kielwinkel. 41-E ist ähnlich, jedoch ohne hintere Stufe. 61-A hat Keilstufe und waagerechtes Hinterende, ähnlich 35-B. Bei 73 ist die Abströmung über und hinter der Stufe verbessert. Ähnlich ist 73-A, jedoch sind zum Erhöhen der Seefestigkeit die Kimmkanten breiter und am Bug höher. Alle Modelle wurden mit freiem Trimm bei einer Last geschleppt. Wägt man die Einflüsse von Wasser- und Luftwiderstand, Seetüchtigkeit, Baugewicht und wirtschaftlicher Bauweise gegeneinander ab, so sind 61-A und 73, mit Keilstufe, nach Wasser- und Luftwiderstand günstiger als 41-D und 41-E mit Querstufe. Die Verkleidung an der Keilstufe hat wenig Einfluß auf Wasser- und Luftwiderstand. Der Bug von 73-A ist bei grober See widerstandsfähiger, hat aber hohen Luftwiderstand. Der Bug von 61-A und 73 ist seetüchtiger als der stumpfe Bug von 41-D und 41-E.

E. Foku 41 02 12

Flügelschwingungen. P 31 19

H. G. Küssner und L. Schwarz: Der schwingende Flügel mit aerodynamisch ausgeglichenem Ruder; Lufo Bd 17, Lfg 11/12 (10 X 40), S 337/354 (35 Sp, 16 Sk, 25 Z, F); H. G. Küssner: Das zweidimensionale Problem der beliebig bewegten Tragfläche unter Berücksichtigung von Partialbewegungen der Flüssigkeit; ebenda, S 355/361 (14 Sp, 4 Z, F); L. Schwarz: Berechnung der Funktionen $U_1(s)$ und $U_2(s)$ für größere Werte von s; ebenda, S 362/369 (15 Sp, 3 Sk, 2 Sb, 4 Z, F); H. G. Küssner: Allgemeine Tragflächentheorie; ebenda, S 370/378 (18 Sp, 2 Z, F); L. Schwarz: Berechnung der Druckverteilung einer harmonisch sich verformenden Tragfläche in ebener Strömung; ebenda, S 379/386 (16 Sp, 2 Sk, F); Th. Schade: Theorie der schwingenden kreisförmigen Tragfläche auf potentialtheoretischer Grundlage. I. Analytischer Teil; ebenda, S 387/400 (26½ Sp, 1 Sk, F).

Die ebene Strömung um den schwingenden Flügel mit Ruder, dessen Strömungskräfte ausgeglichen sind, läßt sich dadurch behandeln, daß man den Flügel durch eine Platte mit Knicken und Stufen ersetzt. Man erhält die Druckverteilung und die Luftkräfte an schwingenden Rudern oder Hilfsrudern. — Aus der allgemeinen Lösung für die ebene Strömung um Tragflügel folgt mit der Laplace-Transformation die besondere Lösung für den harmonisch schwingenden Flügel. Der Drucksprung am Flügel kann für beliebige Bewegungen und Verformungen als Integral dargestellt und in Reihen entwickelt werden. — Die Auswertung der Integrale für ruhende oder teilweise bewegte Flüssigkeit, U_1 bzw. U_2, abhängig vom Weg s des Tragflügels längs seiner Bahn, ist für nicht zu kleine s gut geeignet. — Für unendlich kleine Störungen läßt sich eine sehr allgemeine Integralgleichung für beliebige Bewegungen eines Tragflügels, auch in zusammendrückbarer Flüssigkeit, gewinnen. Sonderfälle sind bekannte Integralgleichungen sowie neue Integralgleichungen für unendliche Spannweite mit periodischer Abwindverteilung und für den schwingenden Flügel großer Streckung. — Für ebene Strömung läßt sich die Druckverteilung an einem schwingenden Flügel ebenso wie die Berechnung von Auftrieb und Moment bei gegebenem Abwind auf einfache Integrationen ohne harmonische Analyse zurückführen. — Für kleine Schwingungen einer Kreisscheibe im gleichförmigen Luftstrom, deren Schwingweiten quadratisch von den Koordinaten abhängen, läßt sich die Druckverteilung mit dem Prandtlschen Beschleunigungspotential bestimmen.

E. Foku 41 02 13

Widerstand von Enteisern aus Gummiblasen. P 44

Russell G. Robinson: The Drag of Inflatable Rubber De-Icers: NACA TN 669 (X 38), Washington (9 S, 3 Z, f 5 Sk).

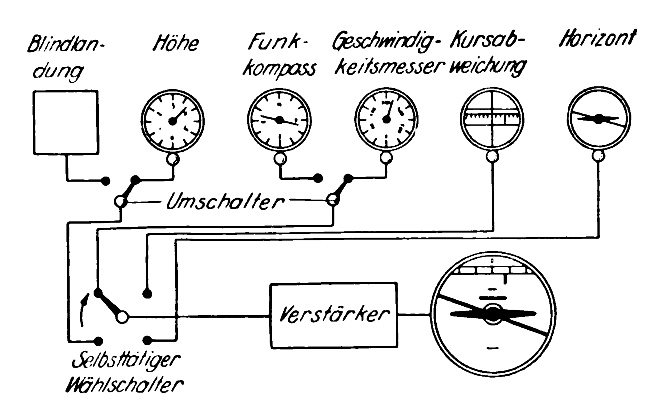
Im NACA-Windkanal von 2,4 m Dmr. für hohe Geschwindigkeiten wurden an Modellen 1 : 3 von Enteisern aus aufblasbarem Gummi über verschiedene Flügelschnitte die Luftkräfte gemessen (vgl. Foku 34 01 02). Die übliche Anlage vermehrt im entleerten Zustand den Luftwiderstand gegenüber dem nackten Flügel je nach Anstellung und Geschwindigkeit um 13 bis 29 %, aufgeblasen um 100 %. Durch besseren Einbau mit bündigen Befestigungsbändern kann die Zunahme im Ruhezustand auf 1 bis 19 % gesenkt werden. Bei Unterdrücken von etwa 293 kg/m² trat Flattern und Werfen des Gummis auf. Die kritische Geschwindigkeit konnte jedoch um 160 km/h heraufgesetzt werden, wenn man den Gummi straffer spannte und mit Stoff hinterlegte.

E. Foku 41 02 14

Mehrfach-Blindfluggerät mit Kathodenstrahl-Anzeige. P 51

Fr.: Gecombineerde instrumenten. De piloot ontvangt een plastischer beeld van de werkelijke situatie dan is af te leiden uit de afzonderlijke instrumenten; Vliegwereld Bd 6, N 29 (21 XI 40), S 369/370 (4 Sp, 1 L, 2 Sk).

Um das Meßgerätebrett zu vereinfachen, muß man mehrere Meßgeräte vereinigen. Die Sperry-Gycroscope Co. verwendet als Zifferblatt den Leuchtschirm einer Braunschen Röhre mit aufgemaltem Flugzeugbild (s. Abb.). Ein Elektronenstrahl wird durch zwei Plattenpaare waagerecht und senkrecht abgelenkt; diese werden nacheinander in raschem Wechsel an vier Meßgeräte gelegt, so daß gleichzeitig ein senkrechter Leuchtstrich für die Kursabweichung an der oberen Teilung, ein waagerechter in verschiedener Höhe für die Geschwindigkeit, ein waagerechter drehbarer Strich für die wahre Neigung und ein mittlerer Leuchtkreis für die Höhe bzw., nach Umschaltung, für das waagerechte oder senkrechte Abweichen von der Blindlandebahn sichtbar werden. Der Flieger hat diese Leuchtzeichen also einfach in die Mittelstellung einzusteuern. Weitere Geräte für andere Besatzungsmitglieder können angeschlossen werden.



Schaltschema des Sperry-Blindfluggeräts

E. Foku 41 02 15

BÜCHERSCHAU

Werkstoffsparen in Konstruktion und Fertigung. Heft 1. Von Dipl.-Ing. Dr. techn. Hugo *Wögerbauer.* 75 Seiten mit 32 Abbildungen. VDI-Verlag G. m. b. H., Berlin. 1940. Preis: br. 2 RM, für VDI-Mitglieder 1,80 RM.

Die Forderung Werkstoffsparen ist nicht etwa allein ein Gebot der Stunde, sondern wird auch in Zukunft bestehen bleiben. Richtlinien dafür sind deshalb zu begrüßen. In dem ersten Heft der von Dr. *Wögerbauer* herausgegebenen Schriftenreihe „Werkstoffsparen" wird neben einer eingehenden Behandlung des Werkstoffes für das konstruktive Schaffen auch auf die damit verbundenen politischen und wirtschaftlichen Zusammenhänge eingegangen. Der Werkstoffverbraucher findet darin alle die Fragen beantwortet, die bei der heute notwendigen Einsparung von Werkstoffen und ihrer Umstellung auftreten. Die Rangordnung der einzelnen Sparstoffe wird in einem eigenen Abschnitt behandelt und wird an Hand einer übersichtlichen Zusammenstellung der Metallerz- und Rohstoffördermengen der einzelnen Länder erläutert. In ausgewählten Beispielen sind die Umstellungsfragen für die Anwendung in der Praxis niedergelegt. *Meuth.*

Somalifront. Von Rudolfo *Graziani.* Übersetzt von *F. Gasbarra.* Mit einem Vorwort von Benito *Mussolini.* Mit 11 Abbildungen auf 8 Tafeln, einer Übersichts- und vier Spezialkarten. C. H. Beck'sche Verlagsbuchhandlung, München. 1940. Preis: geb. 12,50 RM., brosch. 10 RM.

Das Buch behandelt die Operationen Marschall *Grazianis* an der Somalifront im Krieg gegen Abessinien. Obwohl dieses Ereignis durch den gegenwärtigen schicksalsschweren Kampf Deutschlands und Italiens nicht mehr im Brennpunkt des Interesses steht, ist dieses Buch trotzdem nicht zu unrechter Zeit gekommen. Es zeigt, welche Schwierigkeiten bei dem Kampf in den Kolonien überwunden werden müssen, es bringt viel Wissenswertes, was bisher über das koloniale Kampfgebiet wenig bekannt war, und es vermittelt dadurch einen Einblick in die Verhältnisse, unter denen jetzt Italien auf dem afrikanischen Kriegsschauplatz gegen England zu kämpfen hat. Besonders wertvoll sind in dem Buch neben den Schilderungen der Lage, der Vorbereitungen und der kriegerischen Ereignisse die vielen, wörtlich wiedergegebenen Aktenstücke. Wenn auch die Tätigkeit der italienischen Luftwaffe nur einen kleinen Raum im gesamten Inhalt einnimmt, so zeigen die Berichte doch, welchen wertvollen Anteil die Luftwaffe bei den Operationen gehabt hat und mit welcher vorbildlichen Tapferkeit und Tüchtigkeit die italienischen Flieger ihre Aufgaben gelöst haben. Die Abbildungen und die beigefügten Karten erleichtern das Verständnis des Textes. Das Buch ist ein wertvolles Dokument und jedem, der sich eingehend mit militärischen Fragen befaßt, sehr zu empfehlen. *G. W. F.*

Als Jagdflieger in Spanien. Aus dem Tagebuch eines deutschen Legionärs. Von Hannes *Trautloft.* 246 Seiten mit vielen Abbildungen. Verlag: Albert Nauck & Co., Berlin. 1940. Preis: geb. 4,50 RM, brosch. 3,60 RM.

Der Verfasser gibt eine lebendige Schilderung seiner Erlebnisse als Jagdflieger in Spanien, die im flotten Erzählerton geschrieben ist. *Trautloft* gehört zu sechs deutschen Jagdfliegern, die als erste Freiwillige im Sommer 1936 nach Spanien kamen und die ersten Luftkämpfe miterlebten. Neben der Schilderung der Kämpfe, die in treuer Waffenbrüderschaft mit den Kameraden der spanischen und italienischen Luftwaffe ausgefochten wurden, gibt er ein Bild von den verschiedenen Erscheinungsformen des spanischen Alltags. Das Buch ist so nicht nur ein Bericht über den spanischen Krieg, sondern auch ein kulturpolitisch wertvolles Bild des heutigen Spaniens. *Hb.*

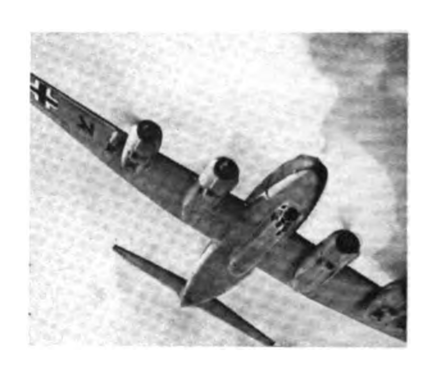
Die Atmosphäre. Von Ing. Helmuth *Wenke.* 112 Seiten mit 76 Abbildungen. Verlag: Dr. M. Matthiesen & Co., Berlin. 1940. Preis: geb. 5,40 RM, kart. 4 RM.

Das in der Reihe „Praktische Theorie in der Flugtechnik" erschienene Buch beschäftigt sich mit den grundlegenden Eigenschaften und Gesetzen der Atmosphäre (nicht dagegen mit der Wetterkunde). Vorweg behandelt werden die äußeren Erscheinungsformen der Atmosphäre, wobei auch ihr Einfluß auf den Flugbetrieb Berücksichtigung findet. Anschließend geht der Verfasser auf die physikalischen Begriffe, wie Temperatur, Druck, Wichte usw., ein und erläutert die gebräuchlichen Regeln und Formeln. Im Anhang sind einige Umrechnungstafeln wiedergegeben. — Das füllt die Lücke zwischen Wetterkunde und Flugtechnik aus und wird sowohl dem Ingenieur wie auch dem Flieger von Nutzen sein; beide finden darin viele praktisch verwertbare Betriebserfahrungen. *S.*

Umschlag:

Das Fernkampfflugzeug Focke-Wulf Fw 200 C „Condor" mit 4 BMW-Bramo-Motoren hat in der letzten Zeit durch Schiffsversenkungen weit im Atlantik der britischen Schiffahrt erhebliche Verluste zugefügt; es hat sechs Mann Besatzung, zahlreiche MG. und Kanonen als Bewaffnung, und ist mit einer Enteisungsanlage ausgerüstet, die Angriffe bei jeder Wetterlage erlaubt

Werkbild: Focke-Wulf



INHALT

Hauptschriftleiter: O. Hollbach, z. Z. im Wehrdienst. Vertretung: K. Simon, Hauptschriftleiter i. N., Berlin-Zehlendorf. Zuschriften an die Schriftleitung unter: Berlin SW 68, Kochstr. 5. Fernruf: 19 45 00. Anzeigenleiter und verantwortlich für den Inhalt der Anzeigen: P. Falkenberg, Berlin W 62. Zur Zeit gilt Anzeigen-Preisliste Nr. 7. Druck: Ernst Siegfried Mittler und Sohn, Buchdruckerei, Berlin. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin SW 68.





Sonder-Rechenstäbe

nach Wunsch

Rechenstäbe für die schnellste Lösung einer bestimmten Gleichung, die häufig angewandt wird. Nicht für allgemeine Zwecke. Einzelanfertigung in gediegener Ausführung, massiv. Besonders für Flugzeug- und Motorenbau

Preise auf Anfrage

Entwurf kostenlos

HERBERT THOMAS

Berlin-Wilmersdorf, Babelsberger Straße 40/41
Telefon: 86 40 09, 86 52 87. Abt. Rechentechnik,
leitender Ingenieur Josef Stadler



Berliner physikalische Werkstätten GmbH.



Berlin W35, Weyrschstraße 8
Immenstadt (Allgäu), Lindauer Straße 49–55
Teltow bei Berlin, Oderstraße 62

UNSER ARBEITSGEBIET UMFASST

I. **Lehrgeräte** für den physikalischen Unterricht aus den Gebieten: Elektrizität, Wetterkunde, Strömungslehre, Maschinenkunde usw.
II. **Wissenschaftliche Spezialgeräte** für die Meßtechnik in folgenden Gebieten: Übertragungstechnik, Isolierstofftechnik, Kurzzeitmessung, Ballistik, Registrierung schnell veränderlicher Vorgänge u.a.
III. **Neuentwicklungen**, Ausarbeitung von fremden und eigenen brauchbaren Erfindungen in besonderen Laboratorien und Werkstätten.

Der Flieger

DER DIENSTUNTERRICHT IN DER FLIEGERTRUPPE

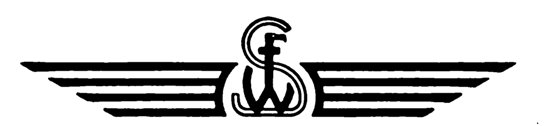
Bearbeitet von

Hauptmann Fritz-Herbert Dierich

Mit 186 Abbildungen im Text / Kartoniert RM 2,—, ab 50 Expl. je RM 1,80

Zu beziehen durch jede Buchhandlung

VERLAG E. S. MITTLER & SOHN · BERLIN SW68



WIR SUCHEN FÜR DAS ENTWURFSBÜRO

INGENIEUR

für die Gewichtsbearbeitung

AERODYNAMIKER

KONSTRUKTEUR

ZEICHNER

Bewerbungen mit Lichtbild, eigenhändig geschriebenem Lebenslauf, Zeugnisabschriften und Angabe der Gehaltswünsche und des frühesten Eintrittstermins unter Kennwort EE erbeten an

SIEBEL-FLUGZEUGWERKE G.M.B.H.

HALLE (SAALE) 2



DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe # LUFTWISSEN



VERLAG E. S. MITTLER & SOHN BERLIN PREIS RM 1,– IM AUSLAND RM 1,50

Luftwissen Bd. 8. Nr. 3 Seite 65-104 Berlin, März 1941


Das Kampfflugzeug
DORNIER DO 215
verbindet hervorragende Flugeigenschaften mit hoher Kampfkraft. — Die Anordnung der Waffen gewährleistet beste Schußfelder nach allen Richtungen
Die geräumige Vollsichtkanzel nimmt die gesamte 4-köpfige Besatzung auf, die in Flug und Kampf ideal zusammen arbeitet

Berichtigung

zu „Luftwissen", Bd. 7, Nr. 8, S. 285.

Der Verfasser wurde von Prof. Dr. Schlichting-Braunschweig darauf aufmerksam gemacht, daß die angegebenen Formeln (4) und (5) nicht ganz richtig sind. Sie müssen richtig lauten:

$$\Gamma = \pi t \left[\left(1 + 0{,}77\,\frac{\delta}{t}\right) \sqrt{1 + \left(\frac{2f}{t}\right)^2} \right] v \cdot \sin(\alpha + \beta)\,, \tag{4}$$

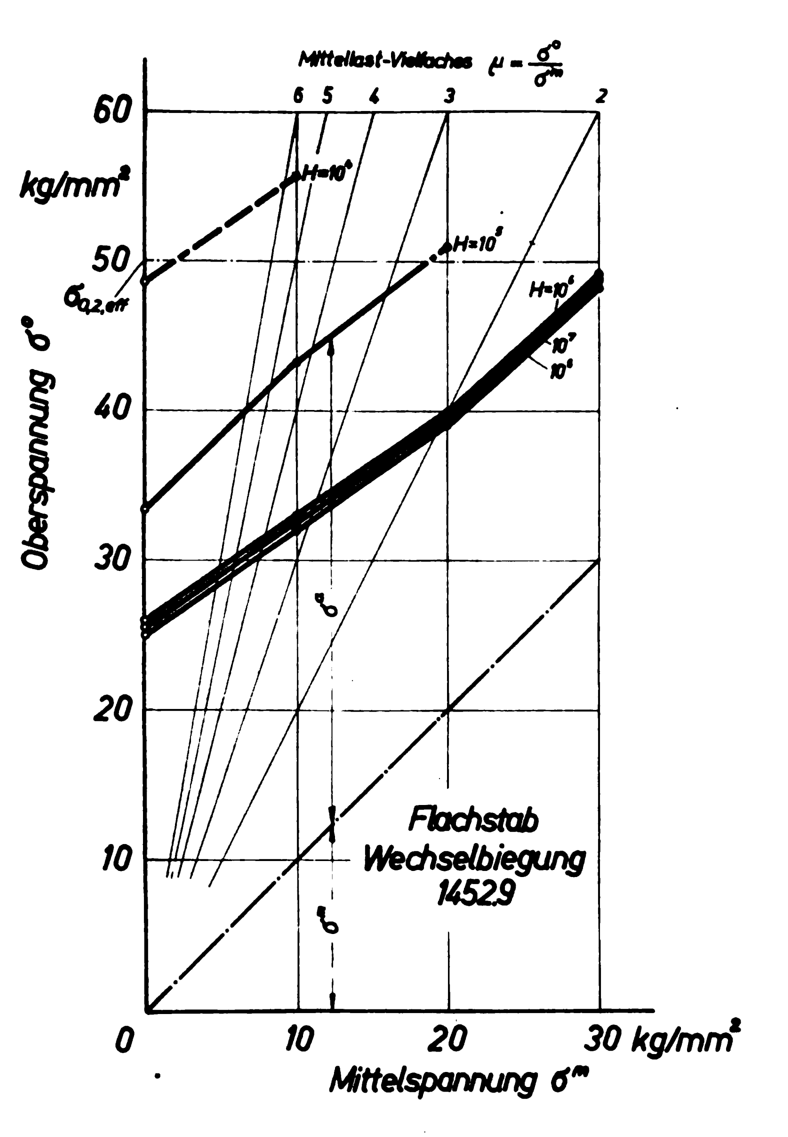
wo

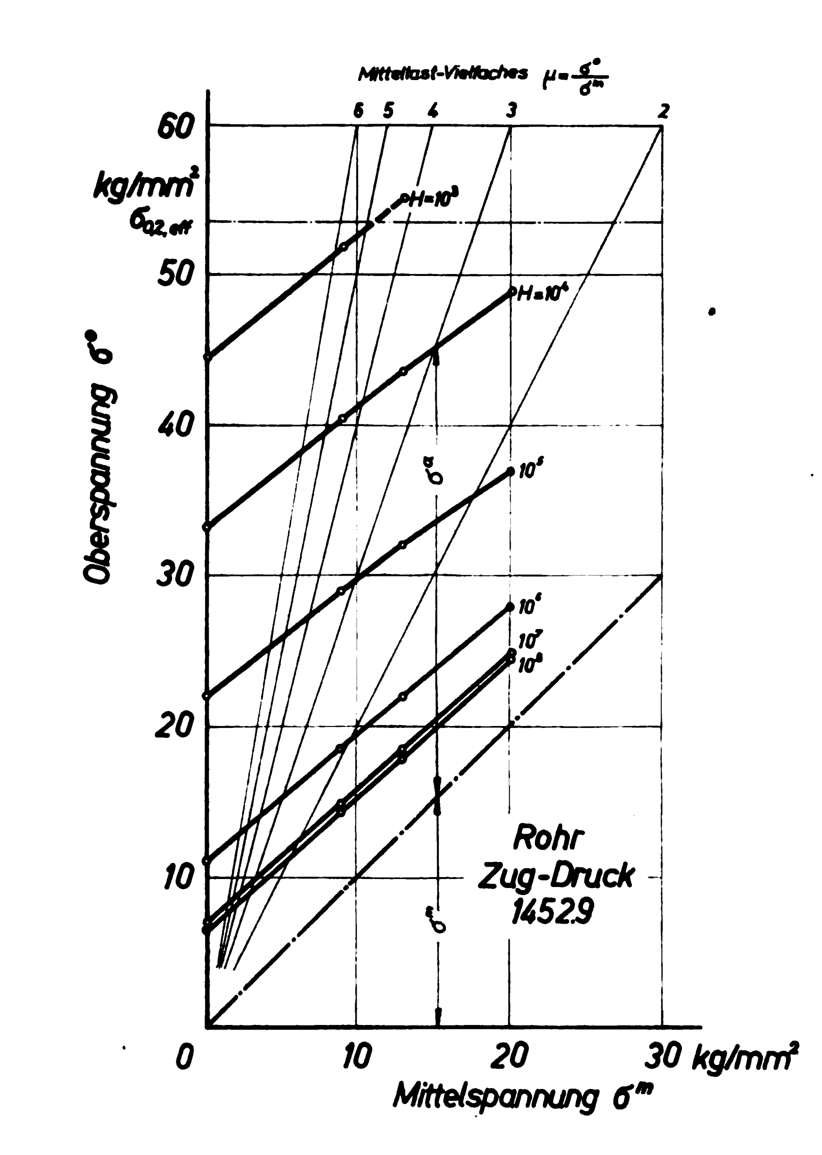
$$\cos\beta = \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{2f}{t}\right)^2}}$$

und

$$c_a = 2\pi \left[\left(1 + 0{,}77\,\frac{\delta}{t}\right) \sqrt{1 + \left(\frac{2f}{t}\right)^2} \right] \sin(\alpha + \beta) \tag{5}$$

(vgl. auch Durand, Aerodynamic Theory, Bd. II, S. 71). An den aus den Formeln gezogenen Folgerungen ändert sich nichts.



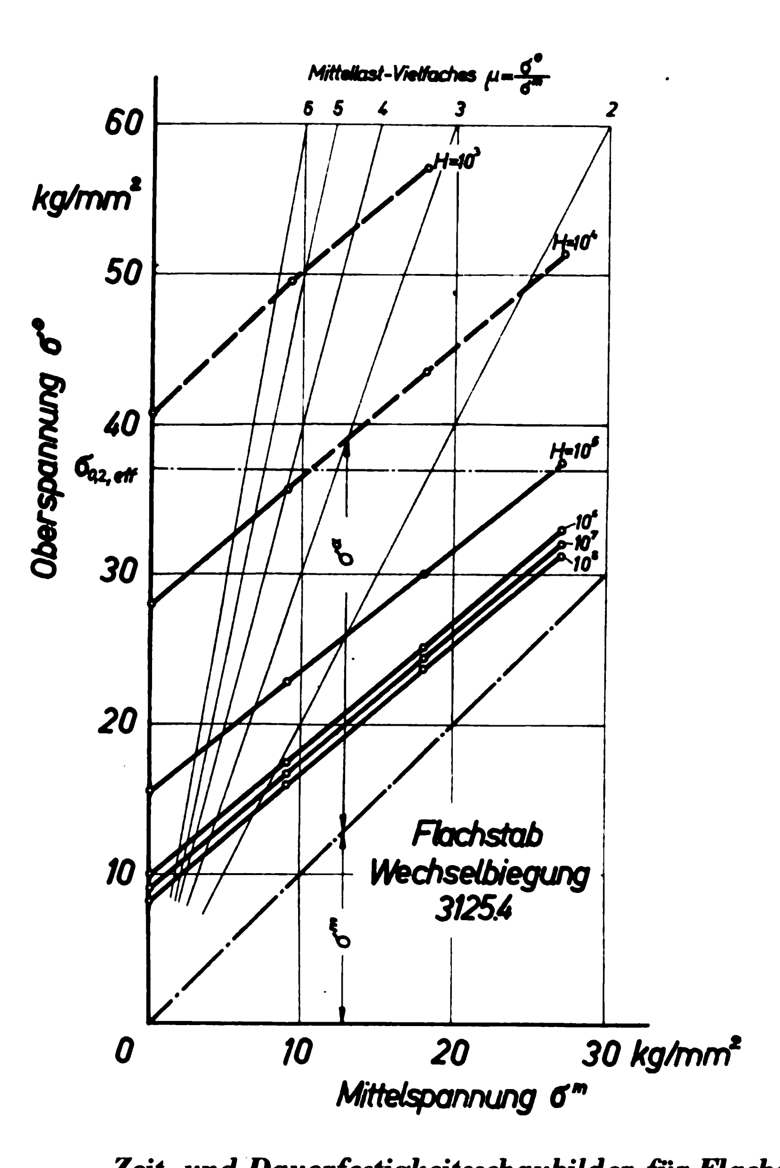


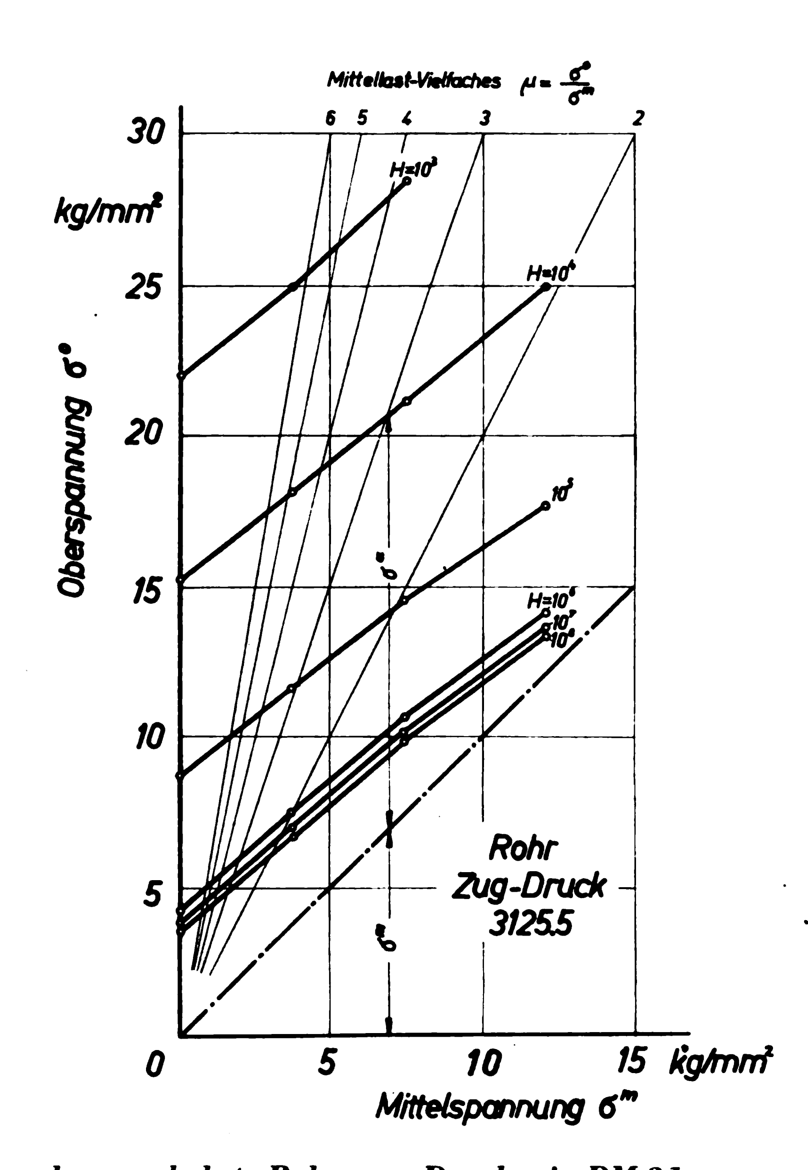
Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder für Flachstäbe und quergebohrte Rohre aus Cr-Mo-Stahl

Vgl. Dipl.-Ing. E. Gaßner und Ing. H. Pries:

„Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder für stabartige Bauteile aus Cr-Mo-Stahl, Duralumin, Hydronalium und Elektron“,

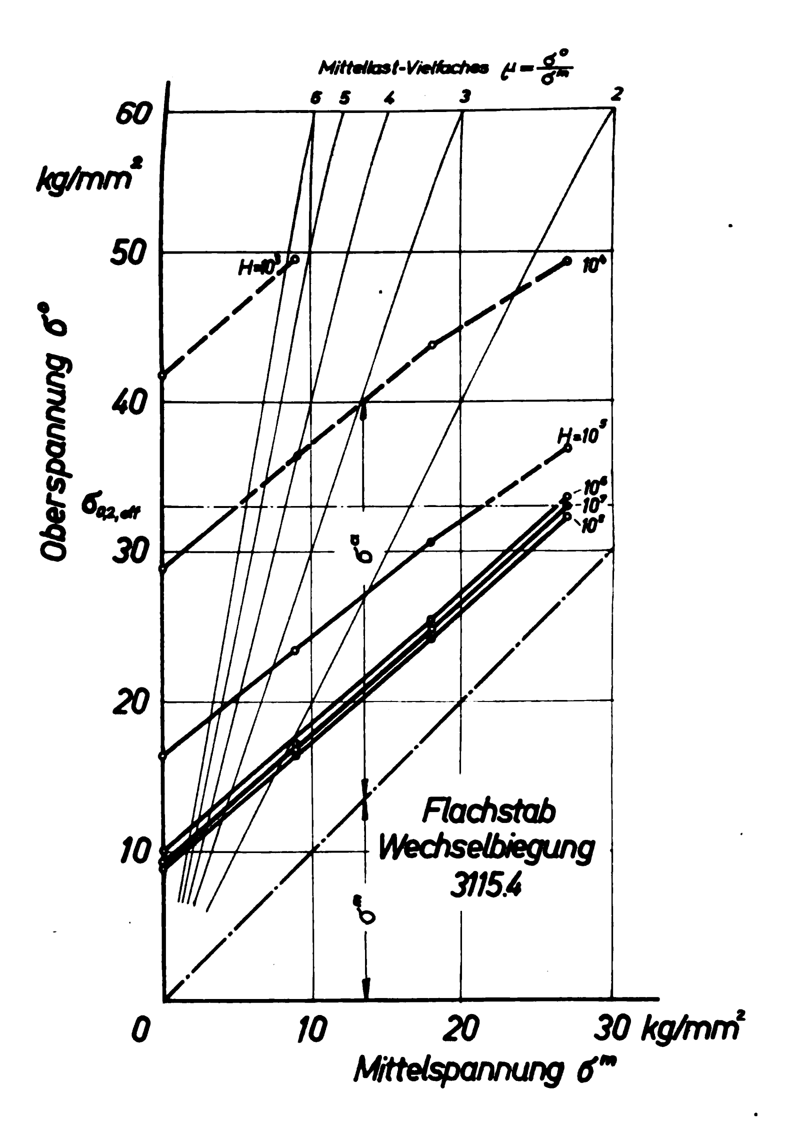
Luftwissen Bd 8 (1941), N 3, S 82 bis 85

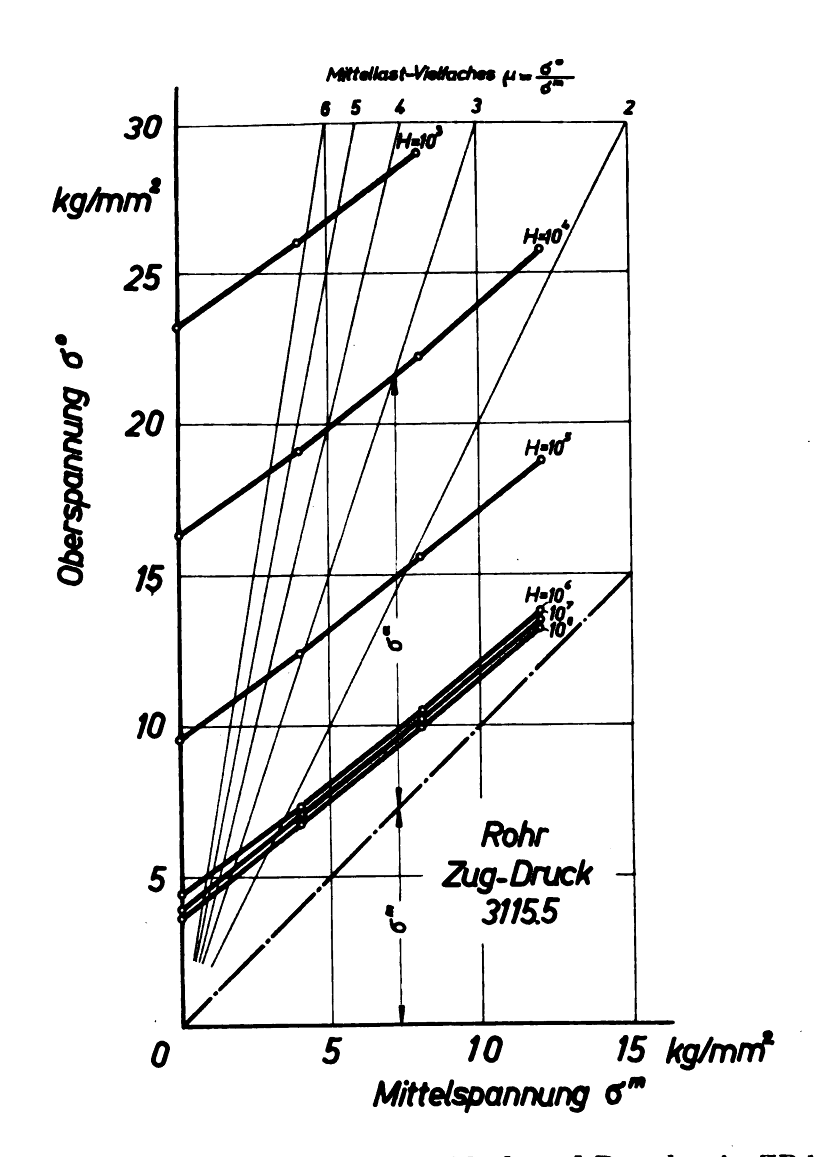




Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder für Flachstäbe und quergebohrte Rohre aus Duralumin DM 31

Vgl. Dipl.-Ing. E. Gaßner und Ing. H. Pries:
„Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder für stabartige Bauteile aus Cr-Mo-Stahl, Duralumin, Hydronalium und Elektron".
Luftwissen Bd 8 (1941), N 3, S 82 bis 85



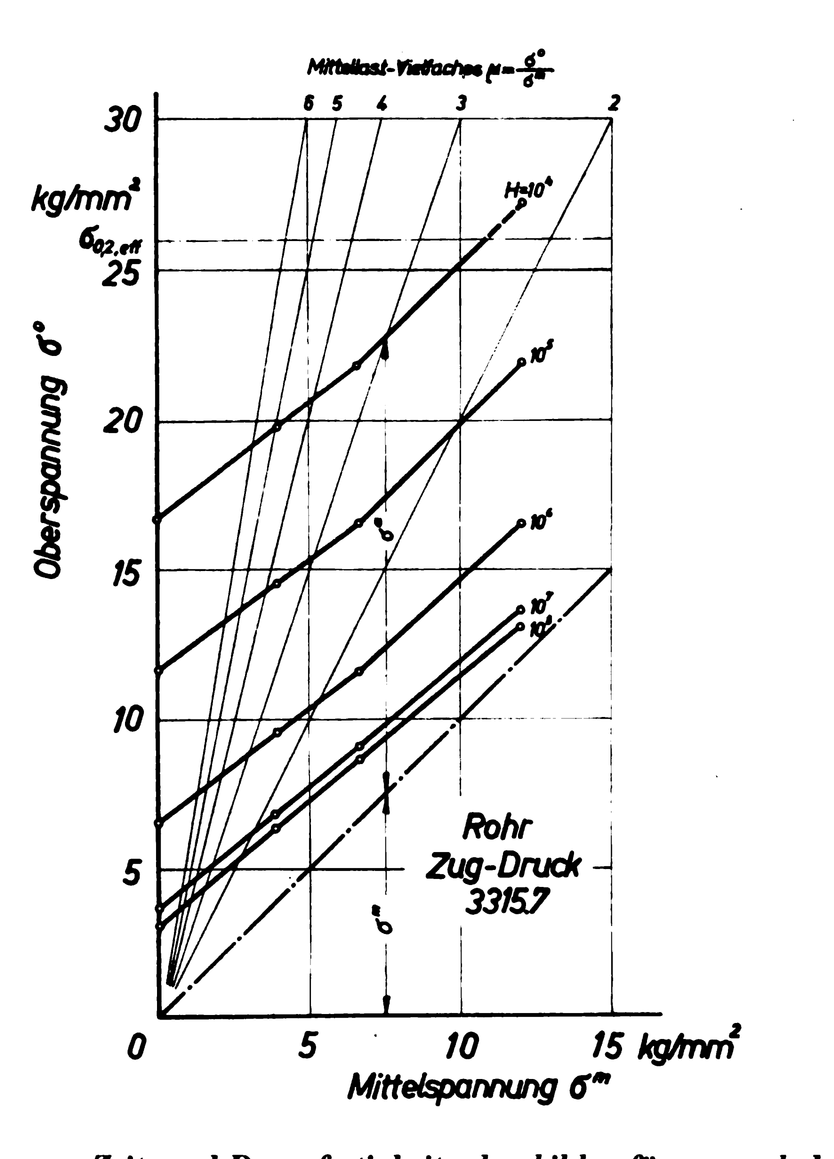


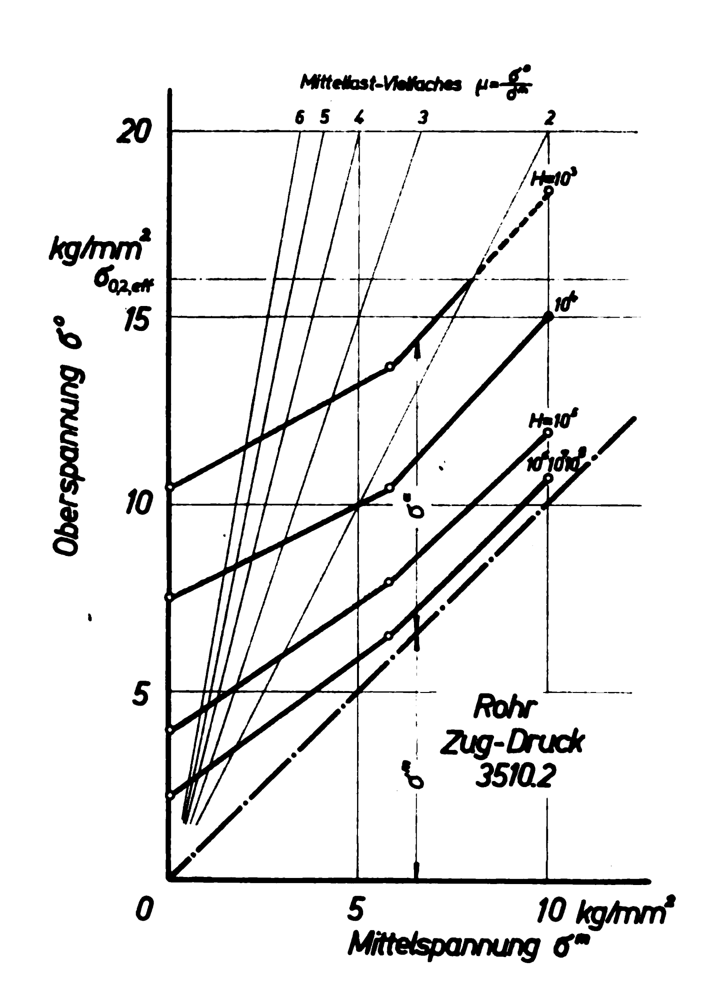
Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder für Flachstäbe und quergebohrte Rohre aus Duralumin 681 b und Duralumin ZB 1/3

Vgl. Dipl.-Ing. E. Gaßner und Ing. H. Pries:

„Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder für stabartige Bauteile aus Cr-Mo-Stahl, Duralumin, Hydronalium und Elektron“,

Luftwissen Bd 8 (1941), N 3, S 82 bis 85





Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder für quergebohrte Rohre aus Hydronalium Hy 9 und Elektron AZM

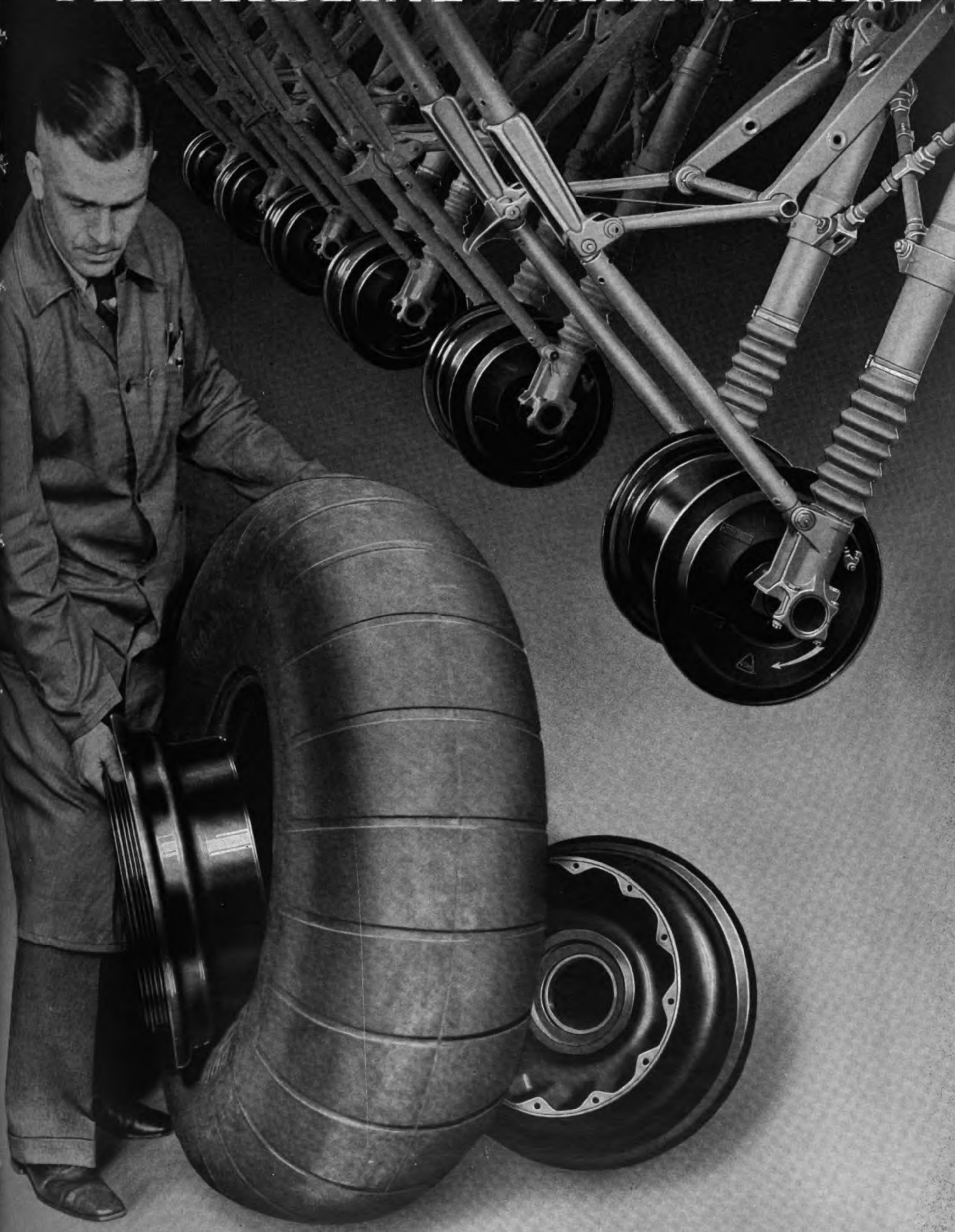
Vgl. Dipl.-Ing. E. Gaßner und Ing. H. Pries:

„Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder für stabartige Bauteile aus Cr-Mo-Stahl, Duralumin, Hydronalium und Elektron“,

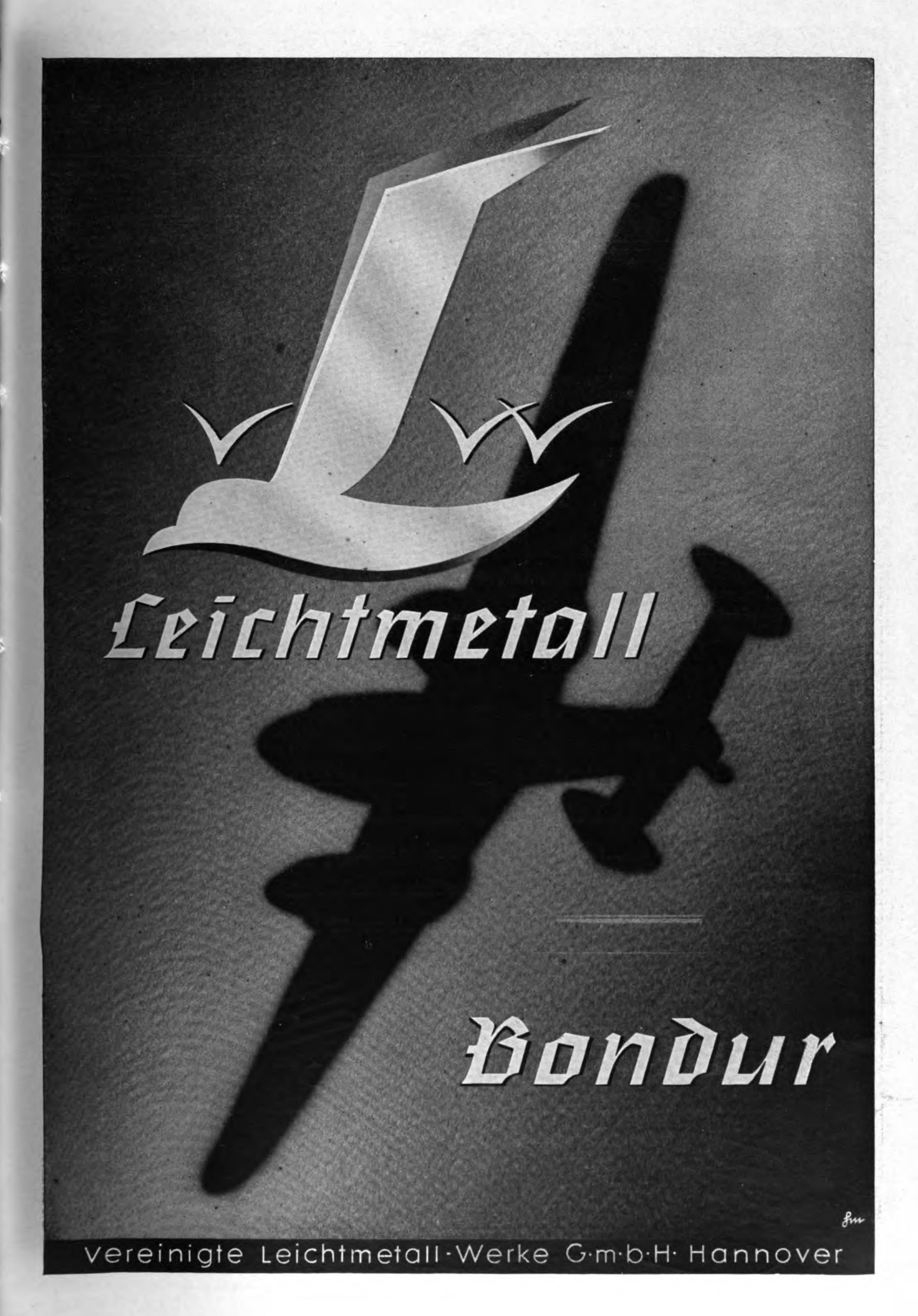
Luftwissen Bd 8 (1941), N 3, S 82 bis 85

Vgl. Dipl.-Ing. E. Gaßner und Ing. H. Pries: „Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder für stabartige Bauteile aus Cr-Mo-Stahl, Duralumin, Hydronalium und Elektron", Luftwissen Bd 8 (1941), N 3, S 82 bis 85

VDM FLUGZEUGRÄDER FEDERBEINE · FAHRWERKE



VEREINIGTE DEUTSCHE METALLWERKE A.G.


Leichtmetall
Bondur
Vereinigte Leichtmetall-Werke G·m·b·H· Hannover


Belastung eines Kolbens bis zur Zerstörung unter dauernd wechselnder Zug-Druck-Beanspruchung bei hohen Temperaturen, wie sie im Motor vorkommen

Kolben in der Folterkammer

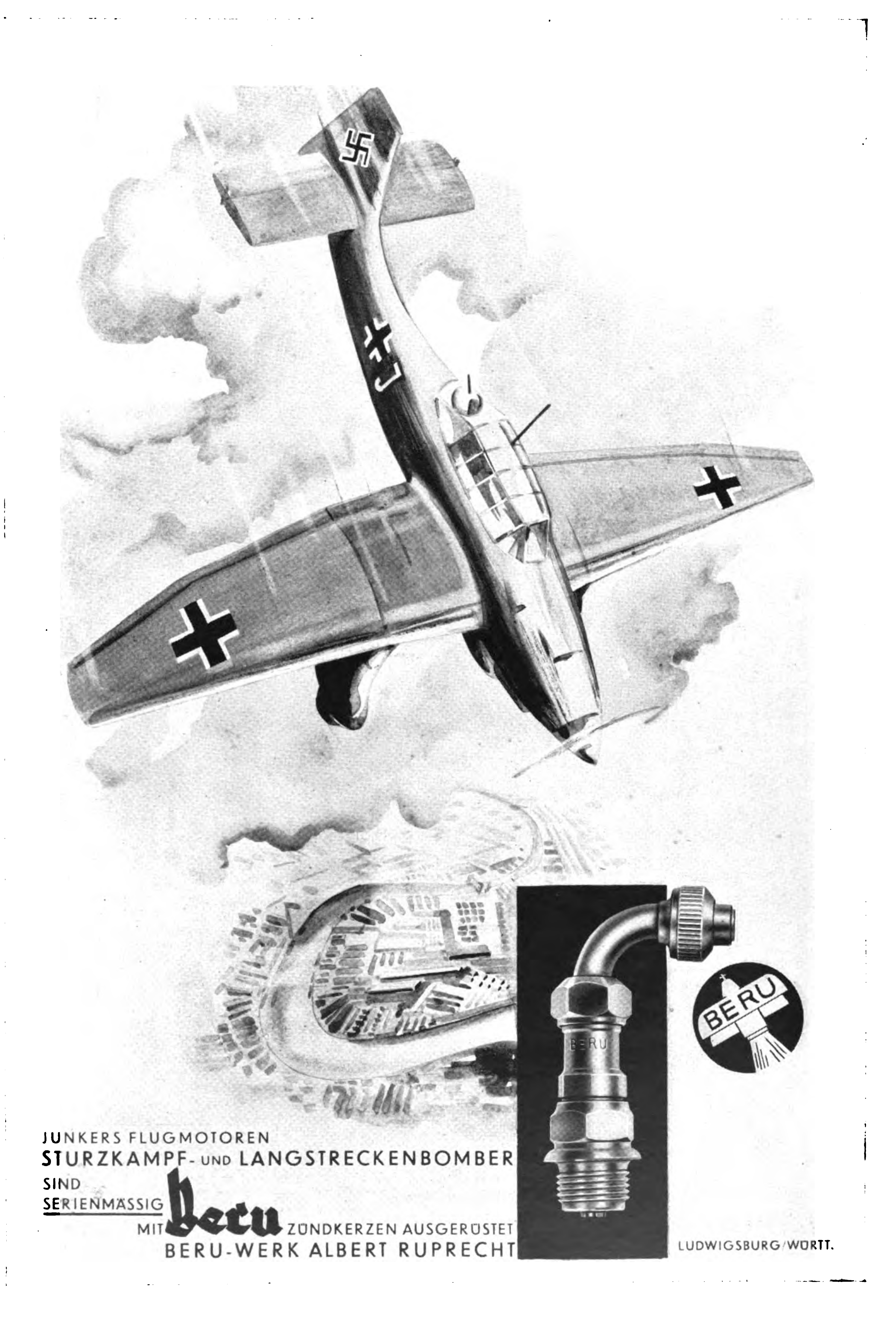
Mag eine Kolbenbauart heute gut und bewährt sein, morgen vielleicht schon gilt es, noch höheren Anforderungen gewachsen zu sein! Deshalb nie auf den Erfolgen des Augenblicks ausruhen, immer neue, härtere, vielseitigere Prüfmethoden ersinnen, um Werkstoff und Konstruktion für die Aufgaben der Zukunft zu rüsten - dieser Grundsatz hat uns schon in der Anfangszeit des Leichtmetallkolbenbaus stärker gemacht als die Tücken des Werkstoffs und das Mißtrauen der Umwelt und beseelt noch heute wie vor 20 Jahren die planvolle Entwicklungsarbeit auf dem MAHLE-Prüffeld.

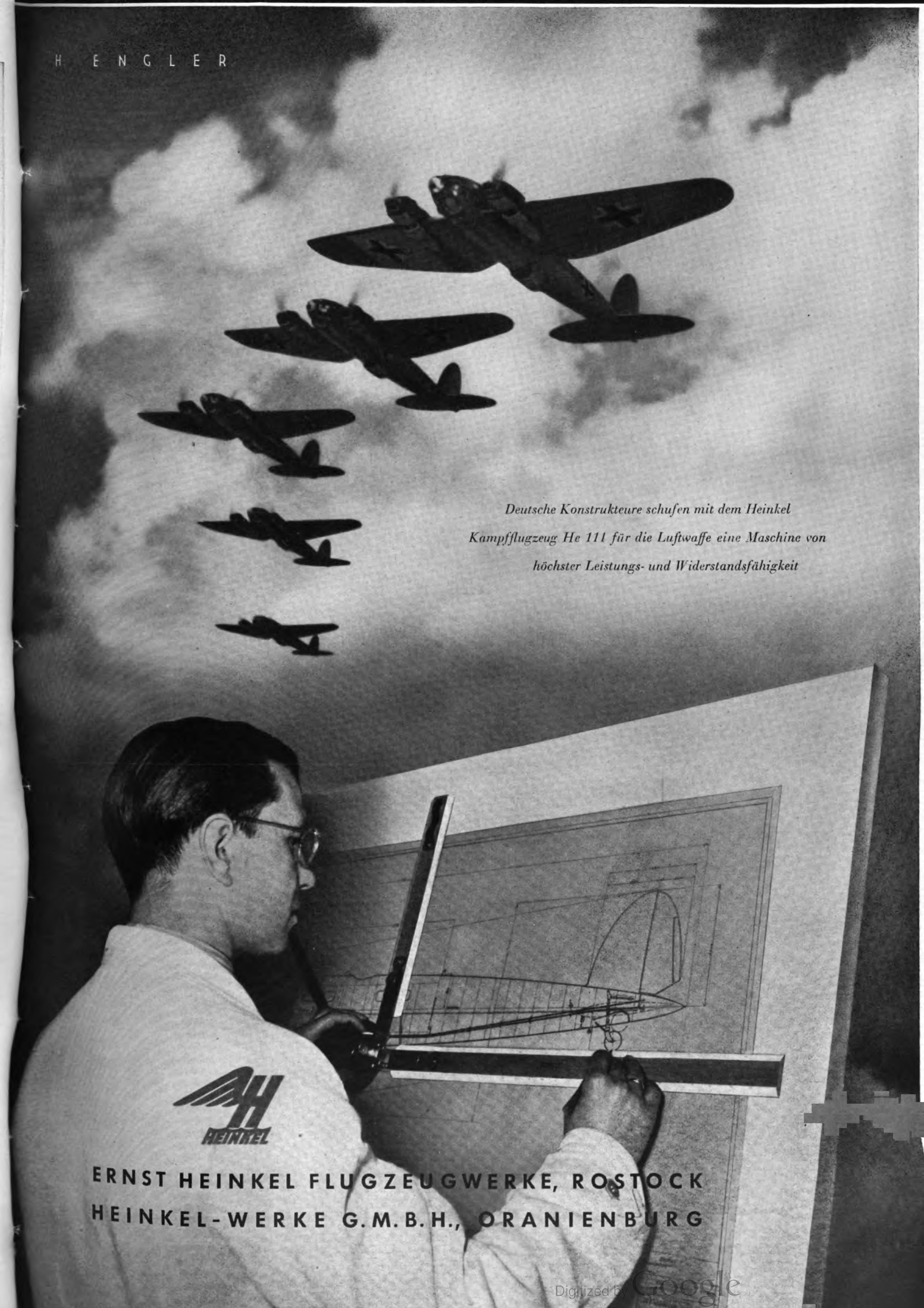


MAHLE-KOLBEN
gut und bewährt wie
MAHLE-SPRITZGUSS
MAHLE-FILTER

MAHLE KOMM.-GES. **BAD CANNSTATT**

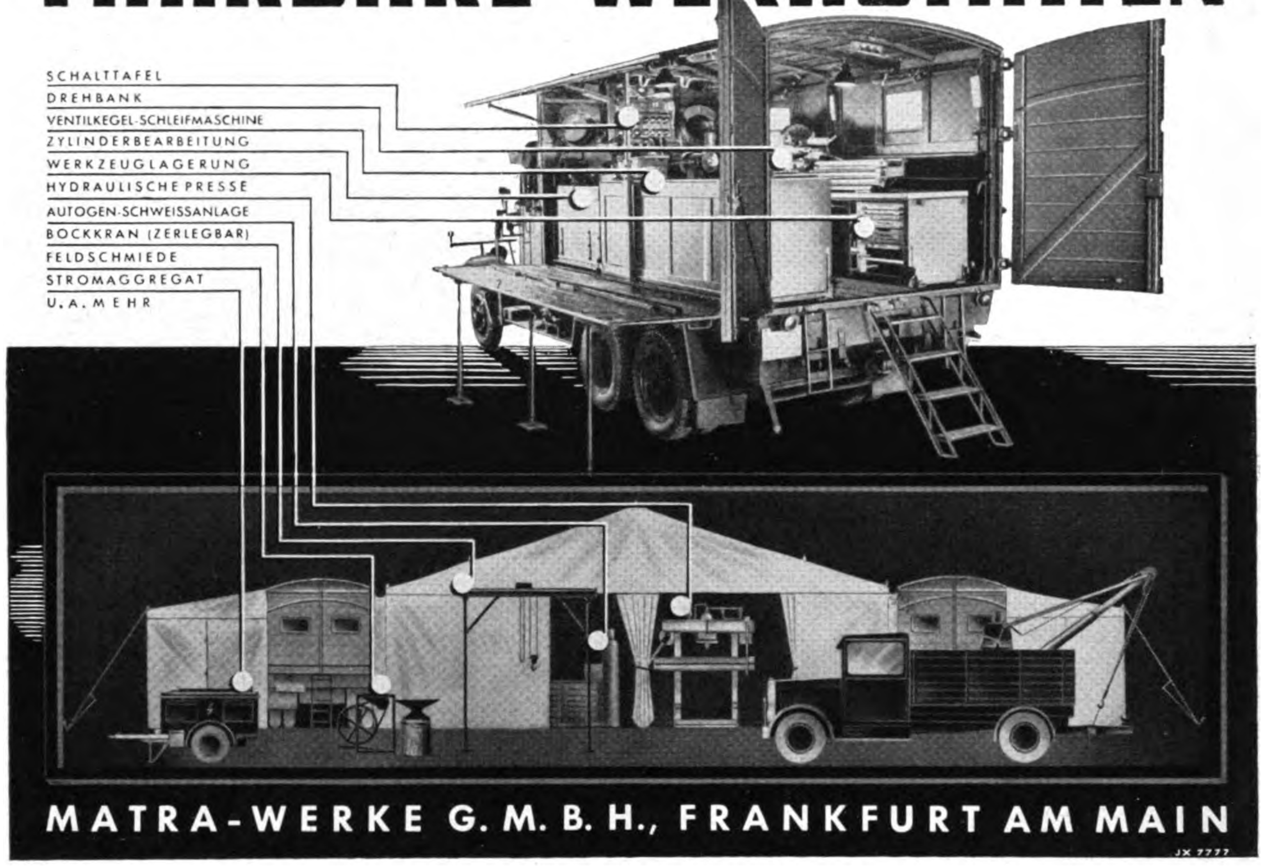

JUNKERS- JU 88
DER MODERNSTE HORIZONTAL- UND STURZBOMBER
MIT HOCHLEISTUNGS-FLUGMOTOREN JUMO 211
JUNKERS FLUGZEUG- UND -MOTORENWERKE A.-G. DESSAU


BERU
BERU
JUNKERS FLUGMOTOREN
STURZKAMPF- UND LANGSTRECKENBOMBER
SIND
SERIENMÄSSIG
MIT Beru ZÜNDKERZEN AUSGERÜSTET
BERU-WERK ALBERT RUPRECHT
LUDWIGSBURG/WÜRTT.


H ENGLER
Deutsche Konstrukteure schufen mit dem Heinkel
Kampfflugzeug He 111 für die Luftwaffe eine Maschine von
höchster Leistungs- und Widerstandsfähigkeit
HEINKEL
ERNST HEINKEL FLUGZEUGWERKE, ROSTOCK
HEINKEL-WERKE G.M.B.H., ORANIENBURG

Spezial-Manschetten u. Dichtungen
für hydraulische Konstruktionen





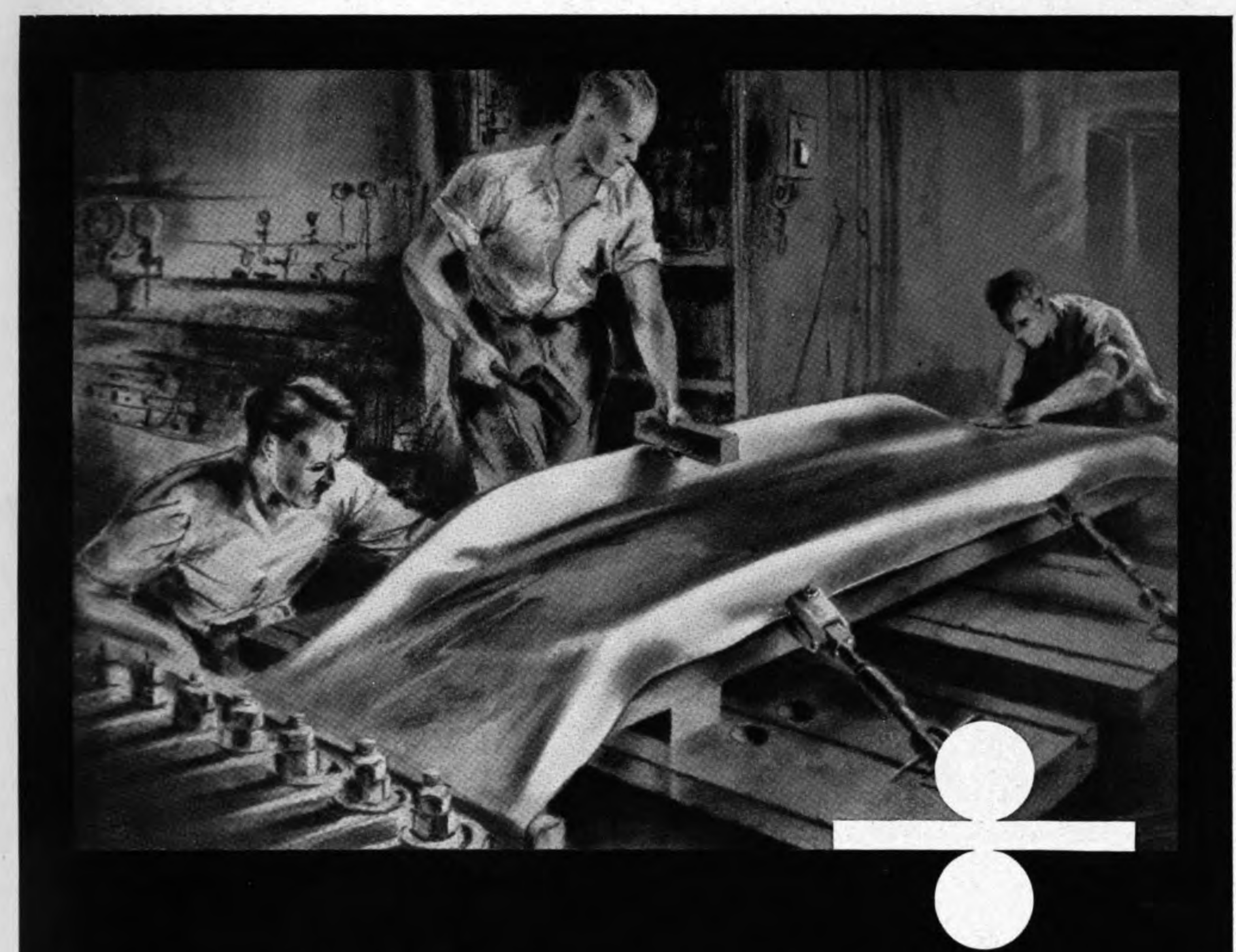
Zwei- und vierpolige Brechkupplungen

FRIESEKE & HÖPFNER

GERÄTEBAU

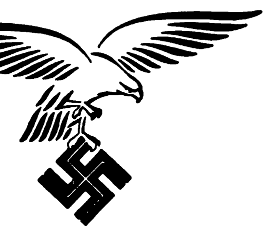
POTSDAM - BABELSBERG


H



DEUTSCHE LUFTWACHT


Ausgabe LUFTWISSEN



MIT MITTEILUNGEN DER DEUTSCHEN AKADEMIE DER LUFTFAHRTFORSCHUNG
UND DER LILIENTHAL-GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRTFORSCHUNG

Herausgegeben unter Mitwirkung des Reichsluftfahrtministeriums. Hauptschriftleitung: Otto Hollbach

Luftwissen, Band 8 | N 3, S 65/104 | Berlin, März 1941

Tagesbefehl des Oberbefehlshabers der Luftwaffe zum Tag der Luftwaffe

Der Reichsmarschall des Großdeutschen Reiches und Oberbefehlshaber der Luftwaffe erließ zum sechsten Jahrestag der Neugründung der Luftwaffe folgenden Tagesbefehl:

Soldaten der Luftwaffe!

Kameraden!

Am sechsten Jahrestag der Neugründung der Luftwaffe stehen wir im siegreichen Kampf um Freiheit und Ehre unseres Volkes.

In dem hinter uns liegenden Jahr habt ihr, meine Kameraden, durch eure Einsatzfreudigkeit und Tapferkeit herrliche Erfolge errungen. Dafür spreche ich euch Dank und Anerkennung aus.

Vom Feinde gefürchtet, von der Welt geachtet und bewundert, habt ihr durch eure Taten getreu der Überlieferung deutschen Soldatentums neuen unvergänglichen Ruhm an eure Fahnen geheftet. Das deutsche Volk sieht mit Stolz und Vertrauen auf euch und begleitet euch mit heißem Herzen.

In männlicher Trauer senken wir am heutigen Tage die Fahnen im Gedenken an unsere gefallenen Kameraden. Ihr Opfer ist uns Mahnung und Verpflichtung, den Endsieg zu erringen.

Heil unserem Führer!

gez. ***Göring***

Reichsmarschall des Großdeutschen Reiches
und Oberbefehlshaber der Luftwaffe

Hauptquartier der Luftwaffe, 1. März 1941



Die Tätigkeit der Luftwaffe

im Februar 1941

Englische Blätterstimmen vom Februar 1941 zeigen unverkennbar einen ununterbrochenen Wechsel von tiefer Niedergeschlagenheit zu lautestem Optimismus. In Ermangelung besserer Unterlagen muß sich der betonte Optimismus auf geradezu grotesk anmutende Zukunftsträume stützen: Riesenbomber, die von England aus im Ohnehaltflug den Nahen Osten erreichen und ohne Zwischenlandung wieder nach Hause fliegen können, aus dem Wunderland Amerika importierte Jagdflugzeuge, die jeden Gegner garantiert mit höchstens drei Schuß erledigen, und andere Phantastereien sind Mittel, mit denen man an der Themse einen englischen Endsieg möglich erscheinen lassen will. Im krassen Gegensatz dazu stehen Reden im Unterhaus und Zeitungsmeldungen, in denen von der „Coventrierung“ Swanseas gesprochen, oder unter der Schlagzeile „Die Atlantik-Route ist in Gefahr!“ darauf hingewiesen wird, daß die „letzte Rettung“ ebenfalls zusammenzubrechen droht. Damit widerlegt man in England selbst die These von der „Winterpause“, die angeblich für unseren Gegner so vorteilhaft war. Durch die unaufhörlichen, meist recht erheblichen Verluste ist eine Minderung des englischen Kriegspotentials eingetreten, die bei der kommenden letzten Auseinandersetzung für England vielleicht entscheidend sein wird.

Obwohl die deutschen Wehrmachtberichte im Februar nur 155 Feindflugzeuge einzeln als vernichtet aufführen, stellt sich die wirkliche britische Verlustziffer doch erheblich höher; denn mehrere Male gab das OKW. im Laufe des Februar erfolgreiche Angriffe auf englische Flugplätze und die dabei erfolgte Zerstörung zahlreicher am Boden oder in den Hallen aufgestellter Flugzeuge bekannt. Dazu kommen noch die Verluste, die der Gegner im Kampf mit unserem Waffengefährten erlitt; sie dürften ebenfalls nicht niedrig sein. Genaue Zahlen lassen sich, der Eigenart des afrikanischen Kampfgeländes wegen, nicht geben. Jeder Verlust ist aber für die englische Kriegführung in Afrika besonders nachteilig, da die riesige Entfernung der Front von der heimatlichen Rüstungsindustrie jeden Nachschub erschwert. Eine Vielzahl britischer Flugzeuge, die — obwohl getroffen — doch ihren Absprunghafen noch erreichen konnten, wird für längere Zeit ausfallen, da ihre Beschädigung mit Werftmitteln nicht zu beheben ist, allein der Transport in die Erzeugerfabrik aber Monate dauert.

Der Ring um England

Am gefährlichsten hat sich aber die Lage der Versorgung des britischen Mutterlandes zugespitzt. Die heftigen Angriffe der englischen Presse und des Unterhauses gegen Schiffahrtsminister *Cross* sind ein Zeichen für die langsam unhaltbar werdende Lage, in der sich heute das „reichste Land der Erde“ befindet. Die unentbehrlichen Rohstoffe, die verlockend in den über die ganze Welt verteilten britischen Kolonien bereitliegen, befinden sich heute schon dank dem Einsatz unserer Luftwaffe und Kriegsmarine häufig außerhalb der Reichweite der verlangend ausgestreckten englischen Arme. An den im Februar versenkten 740 000 BRT. war die Luftwaffe mit 190 000 BRT. beteiligt; daß die tatsächliche Zahl der durch Bombentreffer vernichteten Feindtonnage wesentlich größer ist, als angegeben werden konnte, liegt in der Eigenart des Luftangriffes auf Schiffsziele begründet, die ein längeres Verweilen am Angriffsort zur Feststellung vielleicht später noch gesunkener Schiffe unmöglich macht; zumal selbst ein tödlich getroffenes Schiff in den seltensten Fällen in wenigen Minuten von der Meeresoberfläche verschwindet.

Ohne Zweifel ist die Tonnagenot eine der größten Sorgen der englischen Kriegsverbrecher. Nach eigenen Angaben begann England diesen Krieg mit über 2 Millionen BRT. weniger, als es 1914 besaß. Außerdem ist die Produktionskapazität der englischen Werften viel geringer, als sie es vor Ausbruch des Weltkrieges war. Liefen damals jährlich über 2 Millionen BRT. auf englischen Werften von Stapel, so waren es 1938 nur mehr knapp 1 Million. Auch hier tritt wieder besonders stark der entscheidende Einfluß der überlegenen deutschen Luftwaffe auf den Gang des Krieges in Erscheinung. Gelang es im Weltkrieg unter dem Druck der deutschen Versenkungen, den Schiffsproduktionsstand auf der Vorkriegshöhe zu halten und ihn schließlich sogar noch erheblich zu erhöhen, so muß heute Arbeitsminister *Bevin* freundschaftliche Appelle an die englischen Werftarbeiter richten und sie schmeichlerisch bitten, ihre Arbeit „um 40 % zu beschleunigen“. Es werde sonst nicht gelingen, die durch deutsche Bombenangriffe angerichteten Schäden auszugleichen. Schwedische Pressestimmen, die sich auf Meldungen ihrer englischen Mitarbeiter stützen, unterstreichen die ganze Größe der Gefahr, in der sich England befindet, wenn sie mitteilen, daß die Werften zum Teil zerstört seien und die ständigen Luftangriffe umfangreichen Arbeitsausfall mit sich gebracht hätten.



Bild: PK-Danker-PBZ

Der Flugzeugführer. Ruhig und entschlossen fliegt er sein Flugzeug im täglichen Einsatz gegen England

Wenn dann Geleitzugkatastrophen hinzukommen, wie sie am 13. und 25. 2. gemeldet wurden, versteht man die Bitte des Arbeitsministers durchaus. Am 13. heißt es: „In den atlantischen Gewässern operierende deutsche Kriegsschiffe griffen westlich Portugal einen großen feindlichen Geleitzug an und versenkten 14 bewaffnete Handelsschiffe, die mit Kriegsmaterial für England voll geladen waren.“ Der Wehrmachtbericht vom 25. 2. vollends ist schon im Auszug für die Engländer geradezu niederschmetternd: „... Unterseeboote versenkten aus einem stark gesicherten Geleitzug in zahlreichen hartnäckigen Angriffen 125 000 BRT., darunter einen zur Sicherung eingesetzten Hilfskreuzer. Der Geleitzug wurde aufgerieben. ... Weitere Unterseeboote vernichteten im atlantischen Seegebiet eine große Zahl feindlicher Handelsschiffe, darunter einen großen Tanker, mit zusammen

83 000 BRT. Durch Seestreitkräfte wurden 25 000 BRT. feindlichen Handelsschiffsraumes versenkt, und ein in Übersee operierendes Kriegsschiff erhöhte seine bisherige Versenkungsziffer von 131 000 BRT. auf 151 000 BRT. Damit hat allein die Kriegsmarine in den letzten Tagen den feindlichen Handelsschiffsraum um mehr als eine Viertelmillion vermindert."

Dieser Vorgeschmack kommender Dinge, um den es sich ja auch im Februar nur handele, wird für England nicht weniger bitter durch die im gleichen Zeitraum wieder stärker einsetzenden Großangriffe deutscher Kampffliegerverbände, die sich gegen ganz England vom äußersten Norden bis zur Kanalküste richteten. Auch London begann wieder das vom vergangenen Herbst her bekannte Leben zu führen: Nachts im Keller und tagsüber Aufräumungsarbeiten in brennenden und zerschmetterten Straßenzügen. Daneben richteten sich schwerste Angriffe gegen Hull an der Ostküste und Swansea am Ausgang des Bristolkanals, das selbst nach englischen amtlichen Feststellungen genau so schwer, wenn nicht schwerer getroffen wurde als Coventry. Auch diese Schläge gegen englische Hafenstädte bilden ein Glied der genau durchdachten deutschen Maßnahmen zur Abschnürung Englands von seinen Zufuhren. Sie ergänzen die täglichen Versenkungen und Zerstörungen von Werftanlagen und treffen den Nachschub, der den Kampfflugzeugen und U-Booten auf hoher See entging, noch am Kai, also im Hafen, der vor 25 Jahren noch als völlig geschützt zu betrachten war.

Deutsche Stukas im Mittelmeerraum

Unter diesen Umständen erscheint die britische Taktik, auf entfernten Kriegsschauplätzen Prestigeerfolge zu erzwingen, völlig unsinnig. Selbst *Churchill*, der Tobruk, Sollum und Benghasi zum Anlaß aufgeblasener Siegesfeiern nahm, konnte nicht umhin darauf hinzuweisen, daß die Kriegsentscheidung nicht in Afrika, sondern nur im Mutterland falle. Trotzdem wird ein Riesenheer, werden Tausende von Flugzeugen und viele Hunderte von Tanks eingesetzt, um einige hundert Kilometer Wüstengebiet einem zahlenmäßig unterlegenen Gegner zu entreißen. Es dürfte auch englischen Politikern klar sein, daß die dafür gebrachten Opfer den Einsatz nicht lohnen und daß jedes über Afrika abgeschossene Flugzeug an anderer Stelle einmal bitter fehlen wird.

Davon abgesehen hat sich aber die Lage im Mittelmeer auch zuungunsten der Engländer geändert, seitdem dort die deutsche Wehrmacht Schulter an Schulter mit den italienischen Waffengefährten kämpft. Der Suezkanal, auf dessen Offenhaltung England für seine Offensive angewiesen ist, wurde nur einmal von deutschen Bombern angegriffen mit dem Erfolg, daß er lange Zeit völlig unpassierbar war. Eine Wiederholung dieses Angriffs steht allein im deutschen Ermessen. Darüber hinaus haben sich nun auch die deutschen Stukas bemüht, der englischen Mittelmeerflotte ihre Bekanntschaft nicht länger vorzuenthalten. Stukaangriffe auf Malta und nordafrikanische Stützpunkte sind Beweise dafür, daß wir England überall dort angreifen, wo es zu treffen ist.

Im Blickpunkt unseres Interesses stehen dabei die Leistungen deutscher Flieger und die hervorragenden Eigenschaften der deutschen



Bild: Luce-Atlantic

Italienischer Flugplatz in Albanien.
Noch im Frühnebel werden die Bomben eingeladen



Bild: PK-Krempl-PBZ

Ein letzter prüfender Blick des Bombenwarts und das Sturzkampfflugzeug kann starten

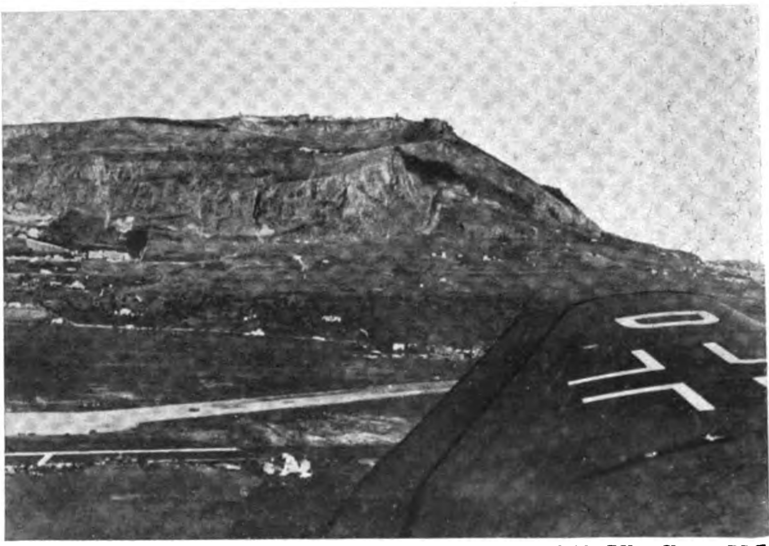


Bild: PK-v. Kayser-PBZ

Das Balkenkreuz über einen Flughafen auf Malta



Nachtangriff gegen England
oben: Leuchtbomben werden zu den Kampfflugzeugen gebracht
unten: Die Besatzung einer He 111 geht an Bord

Flugzeuge. Beide kämpfen hier unter Verhältnissen, die ungewohnt und mitunter völlig unvorhergesehen sind. Bodentemperaturen, die unsere Hochsommerhitze schon jetzt überschreiten, völlig neue meteorologische Verhältnisse und Sand, Sand — der alles durchdringt, am Boden in fließenden Schichten alles überzieht und in der Luft sich als gefürchteter Sandsturm den Flugzeugen entgegenwirft, sind nur einige Umstände, welche die erzielten Erfolge in einem noch helleren Licht erscheinen lassen. Ein deutscher Kriegsberichter, der einen Stukaangriff mitflog, schildert in knappen Worten ein dort alltägliches Erlebnis:

„Von fernher kommt die ragende Wand eines Sandsturms immer näher, und im Augenblick des Startes sind wir in einen rotgrauen Schleier gehüllt. Krampfhaft suchen die Augen diesen eigenartigen Nebel zu durchdringen. Da eine Maschine, dort eine andere. Langsam höhersteigend, finden wir uns zum Verband zusammen. Eine glänzende Leistung unserer Flugzeugführer. Die erste und nicht gerade angenehme Bekanntschaft mit der afrikanischen Wüste und ihren Tücken."

Können und Mut deutscher Flieger, deutsche Ingenieur- und Werkmannsarbeit haben sich stärker erwiesen als alle ungewohnten Schwierigkeiten.

Immer empfindlicher schrumpft das britische Kriegspotential zusammen. Für die lebensnotwendigen Zufuhren der Kriegsindustrie des Mutterlandes stehen nach 28 Tagen um eine runde Dreiviertelmillion Bruttoregistertonnen weniger zur Verfügung; die Werke zerbröckeln immer schneller unter deutschen Bomben, und ein gut Teil des vorhandenen Kriegsmaterials verzehrt sich auf einem völlig aussichtslosen Kriegsschauplatz. Allein diese Erfolge, an denen zusammengefaßt unsere Luftwaffe den Hauptanteil trägt, wiegen schwerer als eine große siegreiche Schlacht. Der Feind wurde damit nicht nur an der äußeren Front des Soldaten, der eine Niederlage mit neuen Erfolgen ausgleichen könnte, sondern im innersten Mark getroffen. Von innen her ausgebrannt und ohne stützende Sicherungen mehr, muß das heute schon hohle Riesengebäude des britischen Weltreiches beim ersten wuchtigen Schlag zusammenbrechen. Reiner *Hofmann-Credner.*



Bilder (2): PK-Bankhardt-PBZ, EHF-Stöcker

Werkstoffe und Bauteilgestaltung der Beuteflugmotoren

von Flieger-Oberstabsing. Dr.-Ing. P. KÖTZSCHKE, Berlin[1])

Im Verlauf des Krieges sind durch Abschuß und durch erzwungene Landung sowie als Beute in den besetzten Gebieten eine große Anzahl feindlicher Flugzeuge und Motoren in unsere Hand gefallen. Auf diese Weise konnten neben den Flugzeugzellen, den darin enthaltenen Geräten und Waffen sowie sonstigen Ausrüstungen auch die Motoren der Feindmächte England und Frankreich sowie amerikanische Muster zu Untersuchungszwecken bereitgestellt werden. Die werkstofflichen Untersuchungen wurden im Auftrag des Reichsluftfahrtministeriums bei den verschiedenen deutschen Motorenwerken, den Teileherstellern und bei der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt durchgeführt. Der nachfolgende Bericht enthält eine Zusammenstellung der wichtigsten Ergebnisse, wobei infolge der Fülle des Materials nur auf die wesentlichen Bauteile des Triebwerks eingegangen werden soll[2]).

Für die Untersuchungen standen die in Zusammenstellung 1 aufgeführten Motorenmuster zur Verfügung. Dabei muß vorweg bemerkt werden, daß ein Teil der untersuchten Motoren als ältere Muster anzusprechen ist, da sie den Anfang einer Baureihe oder einer Baureihenentwicklung darstellen. Dies ist erklärlich, da im ersten Teil des Krieges naturgemäß die Großserien der Vorkriegszeit eingesetzt worden sind. Im Hinblick darauf, daß im allgemeinen im Lauf einer Baureihenentwicklung grundsätzliche Änderungen an den Werkstoffen und der Fertigung nicht vorgenommen werden, kann man die an diesen Motoren ermittelten Erkenntnisse doch noch als heute gültig ansprechen. Daß diese Überlegung richtig ist, ergibt sich z. B. bei Betrachtung der Rolls-Royce-Motoren „Merlin" II und „Merlin" X. Der letztere als der modernere Motor zeigt, abgesehen von der Pleuellagerung, nur konstruktive Änderungen gegenüber seinen Vorgängern.

Wie aus der Zusammenstellung 1 zu ersehen ist, standen drei flüssigkeitsgekühlte Zwölf-Zylinder-Reihenmotoren, fünf vierzehnzylindrige luftgekühlte Doppelsternmotoren und zwei neunzylindrige Einfachsternmotoren zur Verfügung. Von diesen Motoren sind fünf englischen, drei französischen und zwei amerikanischen Ursprungs. Der Zylinderinhalt schwankt zwischen 19 und 39 l. Das Leistungsgewicht schwankt bei den verschiedenen Mustern zwischen 0,52 und 0,74 kg/PS. Es liegt bei den Motoren von Rolls-Royce und von Hispano am günstigsten. Ziemlich hohes Leistungsgewicht weisen trotz neueren Herstellungsdatums der „Cyclone" und der „Twin Wasp" auf. Die Leistungen der Motoren bewegen sich zwischen 835 und 1300 PS am Boden unter Startbedingungen und 660 bis 1375 PS in der entsprechenden Höhe je nach Laderkonstruktion. Der Bristol „Hercules" II ist ein Schiebermotor, der erstmalig im Sommer 1940 in unsere Hände gefallen ist.

Die Werkstoffe der Kurbelwellen sind nach ihrer chemischen Zusammensetzung und Stahlart in der Zusammenstellung 2 aufgeführt. Ein kurzer Überblick läßt bereits erkennen, daß die verschiedenen Länder unabhängig von der Motorenkonstruktion gleiche Kurbelwellenwerkstoffe verwenden. So sind die Kurbelwellen der englischen Motoren „Merlin" und „Mercury" aus einem Nitrierstahl, der in seiner Zusammensetzung nicht den deutschen Werkstoffen dieser Art entspricht. Abweichend von unserem Nitrierstahl Flieg-Werkstoff 1470 enthält der englische Werkstoff einen Nickelgehalt von 0,7 % und beim Rolls-Royce-Motor einen Molybdängehalt von 0,8—1 %.

Die französischen Motoren von Gnome-Rhône und Hispano verwenden einen nach unseren heutigen Begriffen hochlegierten Cr-Ni-Mo-Stahl. Bei diesem Stahl ist auch wieder

Nr.	Hersteller	Muster	Zyl.-zahl	Hubraum l	Gewicht kg	Gewicht kg/PS	Startleistung PS	Startleistung n	Höchstleistung in Höhe PS	Höchstleistung in Höhe n	Höchstleistung in Höhe km
1	Rolls-Royce	Merlin X	12	27,1	595	0,53	1090	3000	1125	3000	5,4
2	Rolls-Royce	Merlin II	12	27,1	595	0,57	895	3000	1040	3000	5,4
3	Hispano-Suiza	12 Ycrs,	12	36	471	0,52	835	2400	900	2400	1,9
4	Bristol	Hercules II	14	38,7	750	0,55	1300	2800	1375	2750	1,2
5	Gnome Rhone	14 N 2/3	14	39	595	0,59	1050	2480	1010	2360	1,5
6	Pratt & Whitney	Twin-Wasp-SC3-G	14	30	658	0,74	1050	2700	900	2550	3,7
7	Armstr. Siddeley	Tiger VIII	14	32,7	586	0,68	900	2375	860	2450	4,4
8	Gnome Rhone	14 M6	14	19	419	0,70	700	3030	660	3030	4,0
9	Wright	Cyclone GR 1820-G 102 A	9	29,9	572	0,64	1100	2350	900	2300	2,0
10	Bristol	Mercury VIII	9	24,8	454	0,54	725	2650	835	2750	4,3

Zahlentafel 1. Zusammenstellung der Leistungsangaben der untersuchten Beuteflugmotoren

Motormuster	Chem. Zusammensetzg. in % C	Si	Mn	Cr	Ni	Mo	Stahlart	Oberflächen-Härte Hp kg/mm²	Kernfestigk. σ_B kg/mm²	Bemerkungen
Rolls-Royce Merlin X	0,33	0,24	0,75	1,18	0,72	1,04	Nitrier-stahl	622 + 676	100	allseitig ~0,4 mm nitriert
Rolls-Royce Merlin II	0,36	0,23	0,76	1,16	0,77	0,84	Nitrier-stahl	548 + 638	110	allseitig ~0,3 mm nitriert
Hispano-Suiza 12 Ycrs,	0,17	0,30	0,62	1,41	4,68	1,24		—	125	vergütet
Gnome Rhone 14 M6	0,22	—	—	1,42	4,67	0,51		—	125	vergütet
Pratt & Whitney Twin-Wasp	0,21	0,3	0,6	<0,1	4,62	0,04		620	115	Laufflächen 0,8 mm tief eingesetzt
Wright-Cyclone G102,1 Vorderteil	0,43	0,25	0,81	0,72	<0,1	<0,1		—	105	vergütet
Bristol-Mercury VIII Vorderteil	0,30	—	0,71	1,24	0,66	<0,1	Nitrierstahl	600 + 700	90	allseitig 0,5 mm nitriert.
Hinterteil	0,35	—	0,65	0,68	3,38	<0,1		—	100	vergütet

Zahlentafel 2. Zusammenstellung der Kurbelwellenwerkstoffe von Beuteflugmotoren

auffällig der hohe Mo-Gehalt, der bei der Hispano-Welle 1,2 % beträgt. Die französischen Motorenwerke sind also hinsichtlich der Verwendung von Sparstoffen sehr großzügig gewesen. Die Vergütungsfestigkeit der Wellen beträgt bei Hispano und Gnome-Rhône 125 kg/mm². Die Laufzapfen sind nicht einsatzbehandelt, obwohl beim Hispano ein Einsatzstahl Verwendung gefunden hat und die Lagerung in Bleibronzeschalen erfolgt.

Das Vorderteil der Kurbelwelle des amerikanischen „Cyclone"-Motors ist aus einem ausgesprochenen „Sparstahl"



Abb. 1. Kurbelwelle des Rolls-Royce „Merlin" X

[1]) *Nach einem Vortrag vor der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung.*

[2]) *Vgl. E. Michaelis, Die Flugmotoren des feindlichen Auslandes. Luftwissen Bd 7 (1940), N 5, S 149.*

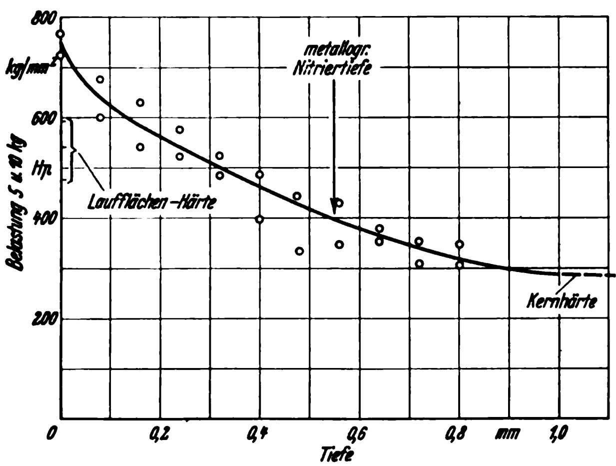


Abb. 2. Härtetiefekurve für die 12. Wange der Kurbelwelle des Rolls-Royce „Merlin" X



Abb. 3 (links). Querschnitt durch Grundlager- und Hubzapfen der Kurbelwelle des „Merlin" X

Abb. 4 (unten). Querschnitt durch Ölbohrung der Kurbelwelle des „Merlin" X

Hubzapfen



1 cm   1 cm

hergestellt. Es handelt sich um einen Chrom-Vergütungsstahl mit 0,4 % C und 0,7 % Cr, der auf 105 kg/mm² vergütet ist. Für das Hinterteil wurde ein Cr-Ni-Stahl verwendet, entsprechend unserem Normstahl VCN 35. Die Vergütungsfestigkeit beträgt ebenfalls rd. 100 kg/mm². Bei dem amerikanischen Doppelsternmotor „Twin Wasp" ist die Kurbelwelle aus einem auf 115 kg/mm² Kernfestigkeit vergüteten Nickel-Einsatzstahl mit rd. 4,5 % Ni hergestellt. Die Hubzapfen sind etwa 0,8 bis 0,9 mm tief eingesetzt.

Die Kurbelwellen des „Merlin" und „Mercury" sind allseitig nitriert. Die Nitriertiefe beträgt 0,3 bis 0,6 mm. Der Verlauf der Härtetiefenkurve bei der Welle des „Merlin" X geht aus Abb. 2 hervor. Die volle Härte von 750 VE wurde an einer Wange ermittelt. Die Laufflächen weisen dagegen infolge größeren Schleifabmaßes im Durchschnitt nur eine Vickershärte von 500 bis 600 auf. Die Tiefe der Nitrierschicht beträgt bei dieser Kurbelwelle fast 0,6 mm, ein Zeichen, daß die Welle sehr lange der Nitrierbehandlung ausgesetzt worden ist. In diesem Zusammenhang ist interessant, daß bei einer Kernfestigkeit von 100 kg/mm² die Kerbzähigkeit bei axial aus einem Hubzapfen entnommenen Proben (DVMR), praktisch also Längsproben, rd. 9,5 mkg/cm², bei radial und tangential aus einer Wange entnommenen Proben rd. 5 bis 6 mkg/cm² betrug. Diese Werte liegen sehr günstig. Wahrscheinlich spielt hier der höhere Mo-Gehalt eine ausschlaggebende Rolle, da er bei langzeitigem Nitrieren eine Versprödung verhindert.

Bei dem Bristol-Motor ist noch zu erwähnen, daß das allseitig nitrierte Vorderteil nur auf eine Kernfestigkeit von 90 kg/mm² vergütet ist. Es scheint nicht ausgeschlossen, daß wegen des fehlenden Mo-Gehalts eine Versprödung durch zu hohe Vergütung vermieden werden sollte. Das Kurbelwellenhinterteil besteht aus VCN 35.

Bei Betrachtung der konstruktiven Gestaltung der Kurbelwellen ist besonders die „Merlin"-Welle bemerkenswert. Sie ist in der nächsten Abbildung dargestellt und zeichnet sich durch dicke, aber schmale Wangen aus. Die Auskesselung ist, wie aus der folgenden Abb. 3, die einen Schnitt durch einen Grund- und Hublagerzapfen darstellt, hervorgeht, zylindrisch. Der Übergang zwischen den Wangen erfolgt in sehr kleinen



Abb. 5. Kurbelwelle des Hispano-Suiza 12 $Ycrs_1$

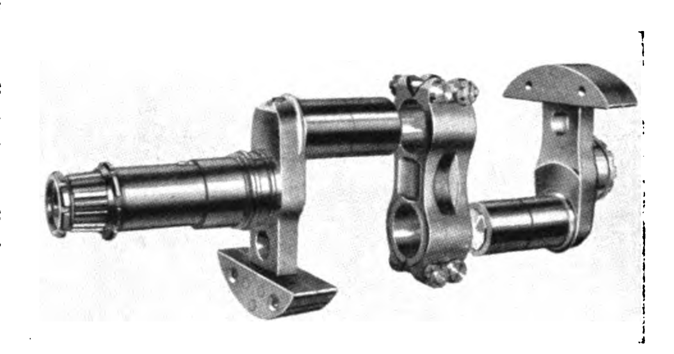


Abb. 6. Kurbelwelle des Gnome-Rhône 14 $N^2/_3$

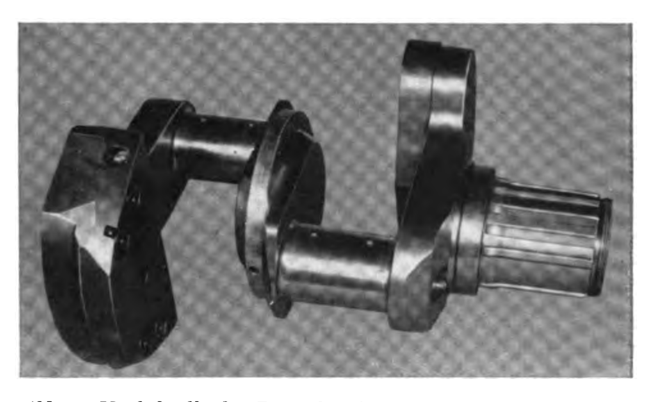


Abb. 7. Kurbelwelle des Pratt & Whitney „Twin Wasp" SC 3-G

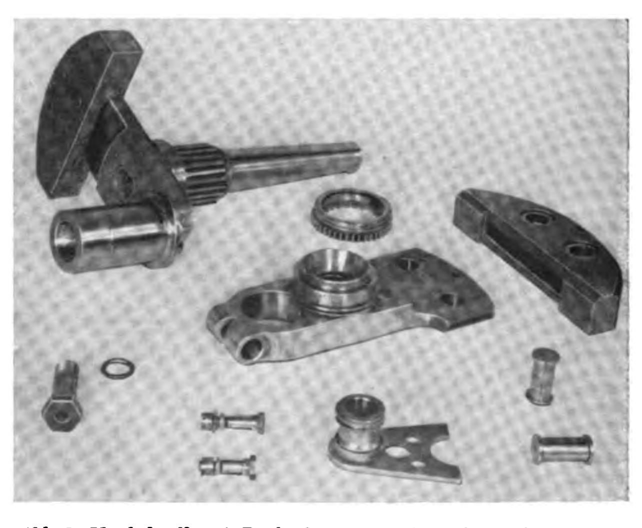


Abb. 8. Kurbelwelle mit Drehschwingungsdämpfer nach Sarazine-Taylor des Wright-„Cyclone" GR-1820-G 102 A

Radien von $r = 4$ mm. Der Faserverlauf zeigt keine Unregelmäßigkeiten. Dagegen sind in den Bohrungen zum Teil stärkere Drehriefen zu erkennen. Die Ölbohrung in einem Zapfen, die in Abb. 4 im Schnitt dargestellt ist, ist ebenfalls nitriert. Der Bearbeitungszustand der Bohrung ist schlechter, da grobe Bohrriefen vorhanden sind. Inwieweit hierdurch eine wesentliche Beeinflussung der Dauerfestigkeit entsteht, muß dabingestellt bleiben, da die Nitrierschicht an den Bohrungsrändern die Dauerbruchgefahr ganz erheblich herabsetzt. Die an einzelnen Kurbelkröpfungen ermittelte Biegewechselfestigkeit der Welle ist mit $\pm$ 370 mkg als gut zu bezeichnen.

Die Welle des Hispano-Motors (Abb. 5) fällt in ihrer Form aus dem Rahmen der sonstigen Wellenkonstruktionen von Flugmotoren heraus. Durch Verwendung von Pleueln mit rohrförmigem Schaft sind breite Pleuellager erforderlich, so daß die Kurbelarme nur sehr schmal gehalten werden können. Um das Widerstandsmoment ausreichend groß zu machen, sind daher die Kurbelarme als kreisförmige Scheiben ohne Gegengewichte ausgebildet, was fertigungstechnisch gegenüber den annähernd nierenförmigen Kurbelarmen der deutschen Motoren und auch des Rolls-Royce-Motors gewisse Vorteile bietet.

Beim Gnome-Rhône 14 N und 14 M 6 sind Kurbelwellenvorderteil und Kurbelwellenhinterteil, an denen je ein Hubzapfen angeschmiedet ist, durch eine sehr starre Mittelwange durch Klemmverbindungen mit je zwei Bolzen zusammengehalten (Abb. 6). Die Gegengewichte sind angenietet.

Die Kurbelwelle des amerikanischen „Twin Wasp" (Abb. 7) besteht, ähnlich wie bei dem kleineren Armstrong Doppelstern-Motor „Tiger", aus einem Stück. Im Gegensatz zu dem englischen Motor hat der „Twin Wasp" jedoch ein Mittellager von so großem Durchmesser, daß der Innenring des Rollenlagers über Zapfen und Wangen geschoben werden kann. Dadurch entsteht eine sehr verdrehsteife kreisscheibenförmige Mittelwange mit je zwei seitlichen prismatischen Wangenansätzen. Die Kurbelzapfen sind zylindrisch ausgekesselt. Die Ölbohrungen sind nicht im Einsatz gehärtet, dagegen besonders ausgebuchst.

Beim Wright „Cyclone" ist das hintere Kurbelwellenteil, das den dynamischen Drehschwingungsdämpfer nach Sarazine-Taylor trägt, auf den Kurbelzapfen aufgeklemmt (Abb. 8). Das Muttergewinde für den Klemmbolzen ist in das Kurbelwellenhinterteil selbst eingeschnitten. Der Kurbelzapfen ist an der Rückseite nicht durchbohrt. Die stehenbleibende Wand dient zur Versteifung des Zapfens an der Klemmstelle. Die Wange des Hinterteils ist im Vergleich zum Kurbelzapfendurchmesser ziemlich schmal gehalten. Die aus C-Stahl bestehenden Gegengewichte sind aus einem Stück geschmiedet und durch vier Nietbolzen befestigt.

Motormuster	Chemische Zusammensetzung in %						σ_B
	C	Si	Mn	Cr	Ni	Mo	kg/mm²
R.R. Merlin II							
Hauptpleuelstange	0,40	0,20	0,75	0,26	3,42	0,1	100
ob. + unt. Halbschale	0,10	0,29	0,40	0,10	4,93	<0,1	80
Nebenpleuelstange	0,38			0,30	3,40		100
Hispano-Suiza							
Hauptpleuelstange	0,30	0,14	0,50	1,07	3,05	0,56	120
Nebenpleuelstange	0,27	0,21	0,54	1,25	3,19	0,48	120
Gnome Rhone							
Hauptpleuelstange	0,26	0,19	0,29	1,0	3,9	0,4	~105
Nebenpleuelstange	0,25	0,18	0,32	1,08	4,08	0,63	110
Pratt & Whitney	0,41	0,27	0,74	0,76	1,73	0,6	120
Wright-Cyclone							
Hauptpleuelstange	0,44	0,30	0,71	0,76	1,66		120
Nebenpleuelstange	0,40	0,28	0,58	0,76	1,85	0,28	130
Bristol-Mercury							
Hauptpleuelstange	0,29		0,53	1,23	4,28	<0,1	170
Nebenpleuelstange	0,30	0,10	0,46	1,34	4,33	0,15	170

Zahlentafel 3. Zusammenstellung der Werkstoffe für Pleuelstangen von Beuteflugmotoren

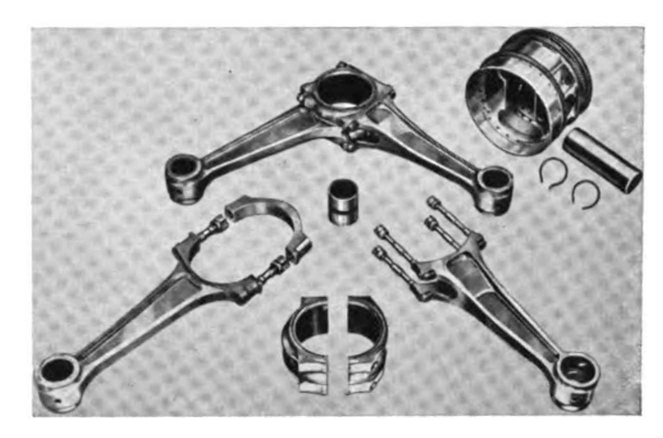


Abb. 9. Haupt- und Nebenpleuel des Rolls-Royce „Merlin" II

Die beiden Kurbelwellenhälften des Bristol „Mercury", die mit der üblichen Klemmverbindung verbunden werden, sind mit den Gegengewichten aus einem Stück hergestellt. Es sind schmale Zusatzgewichte aus unlegiertem C-Stahl vorhanden, die mit vier Schrauben 1/2" gehalten werden.

Bei den Werkstoffen der Pleuelstangen ist eine einheitliche Verwendung in den einzelnen Ländern, wie sie bei den Kurbelwellenbaustoffen festzustellen war, nicht zu erkennen (vgl. Zusammenstellung 3). Einheitlich ist nur die Verwendung hochsparstoffhaltiger Legierungen, also von Ni- oder Cr-Ni-Stählen. Vor allen Dingen bestätigt sich auch hier wieder, daß die französischen Motorenwerke in der Anwendung hochlegierter Stähle am großzügigsten vorgegangen sind. Sie verwenden nämlich hochprozentige Cr-Ni-Stähle bei gleichzeitig hohem Mo-Gehalt. Weiterhin zeigt sich auch hier, daß der amerikanische Wright-Motor einen Stahl mit einem Geringstanteil an Legierungselementen verwendet. Beim „Twin Wasp" dagegen wird für die Pleuelstangen ein Cr-Ni-Mo-Stahl verwendet, der ähnlich wie bei den französischen Motoren einen beachtlich hohen Mo-Gehalt aufweist. Die Stähle der englischen Motoren sind praktisch Mo-frei. Die Festigkeit der Pleuelstangen schwankt mit nur einer Ausnahme zwischen 100 und 130 kg/mm². Beim „Mercury" dagegen sind die Pleuelstangen auf 170 kg/mm² vergütet, eine Festigkeit also, die im sonstigen Flugmotorenbau nicht üblich ist. Der Vorteil der hohen Festigkeit ist natürlich ein geringeres Gewicht. Andererseits besteht bei dieser hohen Vergütung größere Empfindlichkeit gegen Kerbeinflüsse. Nitrierte Pleuelstangen wurden in keinem Motor festgestellt.

Die Pleuelkonstruktionen sind in mehrfacher Hinsicht bemerkenswert. Sie weichen im Schaftprofil zum Teil erheblich von deutschen Bauarten ab. Das Hauptpleuel des „Merlin" ist dreiteilig. Es besteht, wie die Abb. 9 zeigt, aus der Stange und unterer und oberer Halbschale. Die letzteren, die aus einem Nickeleinsatzstahl mit rd. 5 % Ni bestehen, sind beim „Merlin" II unmittelbar innen und außen mit Bleibronze begossen. Der C-Gehalt der Schalen ist mit 0,1 % besonders niedrig gehalten, offenbar um ein Verziehen und wahrscheinlich auch Spannungsrißempfindlichkeit zu vermeiden.

Beim „Merlin" X dagegen ist eine andere Lagerung angewandt worden (Abb. 10). Dabei muß dahingestellt bleiben, ob die Konstruktionsänderung auf Herstellungsschwierigkeiten beim unmittelbaren Ausgießen der Halbschalen oder auf betriebliche Mängel zurückgeführt werden muß. Beim „Merlin" X tragen nicht mehr die Halbschalen unmittelbar die Bleibronze, sondern es sind, um die Schwierigkeiten des gleichzeitigen Innen- und Außenausgusses zu vermeiden, besondere Stahlstützschalen von 1 mm Stärke in Haupt- und Nebenpleuel eingelegt. Der Bleibronzeausguß auf diesen beträgt 0,5 mm. Die Pleuelhalbschalen sind beim „Merlin" X nicht mehr aus 5 %igem Ni-Einsatzstahl, sondern wie der Schaft aus einem Cr-Ni-Stahl, ähnlich dem VCN 35, hergestellt. Bei der im Hauptpleuel eingelegten Bleibronzelager-

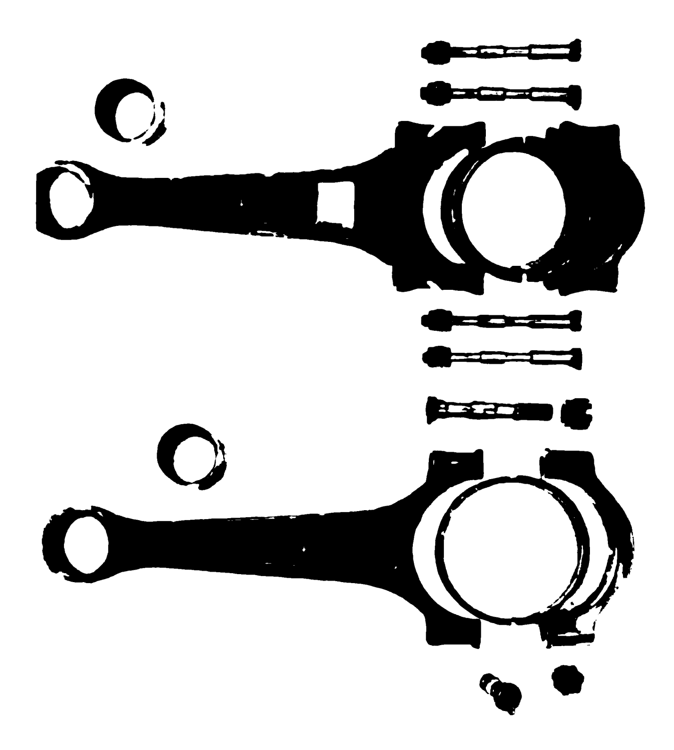


Abb. 10. Haupt- und Nebenpleuelstange des Rolls-Royce „Merlin“ X



Abb. 11. Haupt- und Nebenpleuel des Hispano-Suiza 12 Ycrs₁

schale ist die Stützschale aus einem Nickeleinsatzstahl mit 2,5 % Ni und 0,1 % C gefertigt. Die in das Nebenpleuel eingelegte Lagerschale mit einer sehr harten Dreistoffbronze von ähnlicher Zusammensetzung wie beim „Merlin“ II läuft auf den nicht einsatzgehärteten Außenflächen der beiden auf etwa 105 kg/mm² vergüteten Pleuelhalbschalen des Hauptpleuels. Die Stützschalen der im Nebenpleuel eingelegten Lagerschale hat wie beim Hauptpleuel 2,5 % Ni. Die Tatsache der Verwendung von 5 bzw. 2,5%igem Nickelstahl für die Pleuelteile bzw. Stützschalen, die mit Bleibronze ausgegossen werden, ist deshalb bemerkenswert, weil die deutschen Lagerhersteller derartige Stähle wegen der mit der Härtung verbundenen Rißgefahr bisher für ungeeignet hielten. Allerdings muß berücksichtigt werden, daß reine Nickeleinsatzstähle, wie sie bei den Merlin-Motoren angewendet werden, aus den bekannten Gründen bei uns nicht erprobt worden sind.

Beim Hispano-Motor hat der Schaft von Haupt- und Nebenpleuel abweichend von den übrigen Konstruktionen ein Rundprofil (Abb. 11). Die Wanddicke steigt von 4 mm nach dem Pleuelkopf hin auf 6 mm an. Die Bohrung ist vom Kolbenbolzenauge aus hergestellt und zur Versteifung an der Bügelseite nicht durchgeführt. Zur Vermeidung der Kerbgefahr ist das Bohrungsende gut gerundet. Das Rundprofil ergibt zwar herstellungstechnische Vorteile gegenüber dem bei uns gebräuchlichen Doppel-T-Profil; es hat jedoch den Nachteil, daß es beim Nebenpleuel breiter baut als das T-Profil. Bemerkenswert ist weiter beim Nebenpleuel die Deckelbefestigung durch zwei auf Abscheren beanspruchte Bolzen, die durch drei bzw. vier an der Stange bzw. am Deckel befindliche Lappen durchgeschoben werden.

Das Hauptpleuel des „Twin Wasp“ ist im Gegensatz zu den übrigen neueren Sternmotorenpleueln geteilt ausgeführt (Abb. 12). Diese Lösung ist erforderlich, weil die Kurbelwelle aus einem Stück hergestellt ist (vgl. Abb. 7).

Beim Wright „Cyclone“ ist die Form des um 90° gegenüber der üblichen Anordnung versetzten Doppel-T-Schaftes erwähnenswert (Abb. 13). Auf diese Weise entstehen in der Verlängerung der Pleuelkopfbänder, die die Nebenpleuelbolzenbohrungen tragen, die beiden Flansche des um 90° versetzten Profils. Der Steg verläuft also in Richtung der Motorachse. Durch diese Form ergeben sich zwar fertigungstechnische Vorteile, da die Ausfräsung in einem Schnitt auf einer Sonderfräsmaschine hergestellt werden kann. Es ist jedoch nicht zu übersehen, daß das Doppel-T-Profil in diesem Falle nicht vorgeschmiedet werden kann und das Einsatzgewicht beträchtlich hoch liegen muß. Außerdem wird der Faserverlauf bei dieser Konstruktionsform durchschnitten, der bei dem um 90° versetzten Profil erhalten bleibt und bessere Festigkeitsverhältnisse im Schaft ergibt. Bemerkenswert ist noch bei diesem Motor, daß die Bohrung für die Hauptpleuelbüchse hartverchromt ist, um eine Beschädigung der Oberflächen beim Einbringen und Entfernen der Lagerbuchse zu verhüten.

Die Pleuel der Gnome-Rhône-Motoren und des Bristol „Mercury“ weisen keine besonderen konstruktiven Merkmale auf.

Bei den Zylinderlaufbuchsen sind in den ausländischen Motoren die verschiedensten Werkstoffe vertreten, wie aus

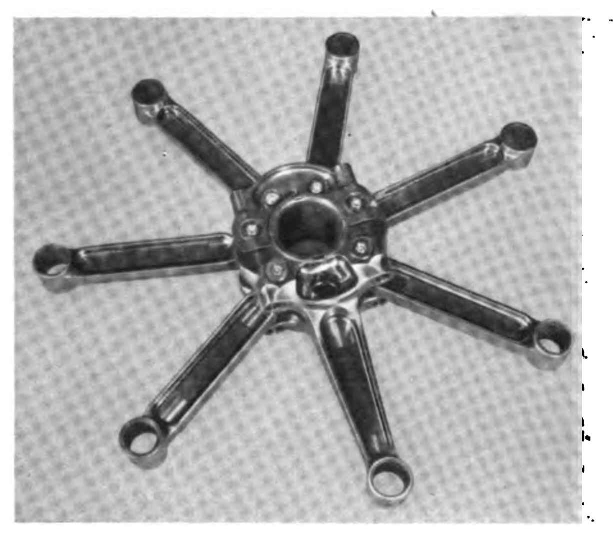


Abb. 12.
Haupt- und Nebenpleuel des Pratt & Whitney „Twin Wasp“

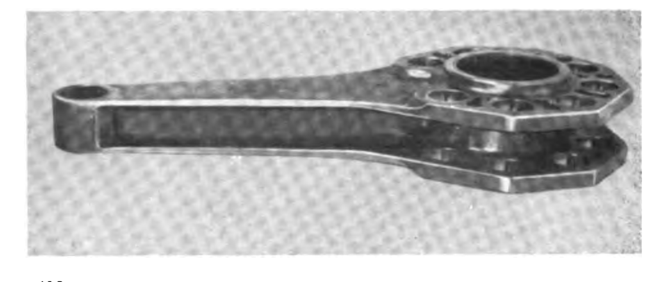


Abb. 13.
Hauptpleuelstange des Wright „Cyclone“ GR-1820-G 102

Motormuster	Chemische Zusammensetzung in %								Oberflächen-		Kern-festig-keit kg/mm²
	C	Si	Mn	Cr	Ni	Mo	V	Al	Zu-stand	Härte Hp kg/mm²	
Rolls-Royce Merlin II+X	0,61	0,18	0,81	0	<0,1	<0,1	—	—	unge-härtet	—	115
Hispano-Suiza 12 Ycrs,	0,42	0,22	0,56	1,64	0,31	0,20	—	0,58	0,5 mm nitriert	875	~95
Gnome Rhone 14 N 2/3	0,22	0,25	0,40	2,94	Sp	0,30	—	—	0,1 mm nitriert	880	110
Pratt & Whitney Twin-Wasp	0,43	0,24	0,90	1,01	—	0,27	—	—	unge-härtet		102
Armstr. Siddeley Tiger VIII	0,53	0,29	0,73	0,03	0,08	Sp	—	—	unge-härtet	—	75
Gnome Rhone 14 M6	0,28	—	—	3,2	0,32	0,6	0,09	—	nitriert	670	105
Wright-Cyclone G 102 A	0,58	0,28	0,59	1,63	Sp	0,43	—	1,05	0,3 mm nitriert	890	~80
Bristol-Mercury VIII	0,23	0,26	0,63	2,99	0,44	0	—	—	0,3 mm nitriert	725	~80

Zahlentafel 4. Zusammenstellung der Werkstoffe für Zylinderlaufbuchsen von Beuteflugmotoren

Motormuster	Chemische Zusammensetzung in %									H_B kg/mm²
	C gesamt	Graphit	Si	Mn	Cr	Ni	P	S	Mo	
Rolls-Royce Merlin II	3,50	—	2,16	1,20	0,42	—	0,45		—	225
Hispano-Suiza 12 Ycrs,	3,70	3,02	3,02	0,63	<0,1	<0,1	0,33		—	235
	2,90	2,20	2,22	0,90	<0,1	<0,1	0,24		—	
Armstr. Siddeley Tiger VIII	3,44	2,57	2,08	0,95	0,13	0,68	0,54	0,016	0,50	280
Gnome Rhone 14 M6	2,78	2,02	2,63	0,80	0,09	0,11	0,30	0,062	—	220
Wright-Cyclone G 102 A	3,80	3,03	2,76	0,67	0,02	0,06	0,53	0,040	—	225
Bristol-Mercury VIII	3,56	2,63	2,18	0,80	0,34	0,45	0,27	0,022	0,56	2 75

Zahlentafel 5. Zusammenstellung der Kolbenringwerkstoffe von Beuteflugmotoren

Motormuster	Chemische Zusammensetzung in %								Ventil-bau-art	Zustand		
	C	Si	Mn	Cr	Ni	Mo	W	Co		der Sitz-fläche	des Teller-bodens	des Schafts
Rolls-Royce Merlin II	0,42	1,46	0,75	13,8	14,25	<0,10	2,68		Voll-ventil	unge-panzert	—	—
Hispano-Suiza 12 Ycrs,	0,40	2,51	0,59	10,35	<0,1	—			Hohl-teller	~Celsit V	—	nitriert
Gnome Rhone 14 N 2/3	0,31	0,42	0,58	12,98	4,32				Hohl-schaft	unge-panzert	—	—
Pratt & Whitney Twin-Wasp	0,62	0,34	0,27	3,65	—	0,11	12,54		unge-kühlt	unge-panzert		
Armstr. Siddeley Tiger VIII	0,46	1,92	1,85	13,80	13,20		2,58					
Gnome Rhone 14 M6	0,27	0,2	—	13	1,0				Hohl-schaft	unge-panzert	—	—
Wright-Cyclone G 102 A	0,30	1,78		12,45	8,01				Voll-ventil	unge-panzert	—	—
Bristol-Mercury VIII	0,48	1,35	0,65	11,55	14,14	—	2,26	—	Hohl-schaft	unge-panzert		nitriert

Zahlentafel 6. Zusammenstellung der Ventilkegelwerkstoffe von Beuteflugmotoren-Einlaßventilen

der vierten Zusammenstellung hervorgeht. Jedes Motorenwerk hat offenbar mit bestimmten Zylinderstählen besondere Erfahrungen gesammelt. Wir finden bei zwei Motorenmustern („Merlin" und „Tiger") einfache Kohlenstoffstähle, bei einem Motorenmuster („Twin Wasp") einen Cr-Mo-Vergütungsstahl, bei zwei anderen Motoren (Hispano-Suiza und Wright „Cyclone") Al-haltige Chrom-Molybdän-Nitrierstähle, bei den beiden Gnome-Rhône-Motoren Chrom-Molybdän-Nitrierstähle ohne Aluminium und außerdem bei dem Bristol „Mercury" einen Chromstahl mit etwas Nickel, der ebenfalls nitriert wird. Es bestätigt sich hiernach die bereits bekannte Tatsache, daß die meisten ausländischen Motorenmuster nitrierte Zylinderlaufbüchsen verwenden. Während es sich bei den meisten Motorenmustern um Nitrierstähle ähnlicher Zusammensetzung handelt, wie sie bei uns üblich sind, verwendet Bristol einen Chromstahl ohne Molybdän- und Aluminiumzusatz. Die Nitrierschicht in der fertigen Zylinderbüchse schwankt zwischen 0,1 und 0,5 mm Stärke. Für die Oberflächenhärte wurden Vickers-Werte zwischen rd. 700 und 900 kg/mm² ermittelt. Die Kernfestigkeit bei diesen Stählen liegt zwischen 80 und 110 kg/mm². Der Zylinderstahl beim „Merlin" ist als reiner Kohlenstoffstahl mit 0,6 % C auf die sehr hohe Festigkeit von 115 kg/mm² vergütet. Auffällig ist dabei die über die Büchsenlänge eigenartige Gefügeausbildung (Sorbit), die vermutlich durch eine Warmbadhärtung erzielt ist. Da dieser Gefügezustand möglicherweise Einfluß auf die Laufeigenschaften dieser Büchsen besitzt, ist diesem Umstand besondere Beachtung zu schenken.

Eine Sonderstellung hinsichtlich des Werkstoffes der Zylinderlaufbüchsen nimmt der Schiebermotor Bristol „Hercules" ein. Bei diesem Motor besteht der Zylinder aus der Leichtmetallschmiedelegierung RR 56, die auf rd. 38 kg/mm² vergütet ist. An der Innenfläche dieses Zylinders bewegt sich der rohrförmige Schieber, der aus einem Cr-Ni-Wo-Stahl, entsprechend Flw. 1440 hergestellt und nitriert ist. Diese Werkstoffgüte wurde für den Schieber nach längeren Versuchen gewählt, da der Ausdehnungsbeiwert etwa demjenigen des Leichtmetallzylinders entspricht und damit die besten Laufverhältnisse ergibt.

Die in den Beutemotoren zur Verwendung gelangenden Kolbenringwerkstoffe sind in der Zusammenstellung 5 wiedergegeben. Entsprechend ihrer chemischen Zusammensetzung liegt in keinem Falle ein gehärteter Werkstoff vor. Es war zwar früher des öfteren auf Grund von Informationen die Meinung vertreten, daß bei nitrierten Laufbüchsen ein gehärteter Kolbenring mit martensitischer Grundmasse und etwa 400 Brinellhärte besonders günstiges Laufverhalten zeigt. Wie aus dieser Aufstellung jedoch zu erkennen ist, liegt die Härte der untersuchten Ringe durchaus in normalen Grenzen. Die Analysen lassen demgemäß auch nur verhältnismäßig geringe Zusätze an härtenden Bestandteilen erkennen.

Eine Vergütung hat nach der Gefügeuntersuchung nur bei den Ringen der englischen Motorenmuster stattgefunden, da im allgemeinen ein Übergangsgefüge mit schwachen Martensitanteilen bzw. sorbitischer Grundmasse beobachtet worden ist. Auffällig sind im übrigen die hohen Molybdänzusätze von rd. 0,5 % bei den Kolbenringen für den Bristol „Mercury"- und den Armstrong „Tiger"-Motor und die allgemein sehr niedrigen Phosphorgehalte.

Für die Herstellung der Kolbenringe wird in Frankreich im allgemeinen der Büchsensandguß, in England und Amerika der Schleuderguß bzw. Einzelsandguß angewendet.

Die bei den Beutemotoren für die Einlaß- und Auslaßventilkegel verwendeten Werkstoffe sind den unsrigen im allgemeinen sehr ähnlich. Auch hier ist jedoch wieder zu beobachten, daß zum Teil Stähle verwendet werden, deren Legierungszusätze wesentlich höher liegen als nach unseren Erfahrungen zur Beherrschung der Beanspruchungen notwendig ist.

Die Werkstoffe der Einlaßventilkegel gibt Zusammenstellung 6 wieder. Sie zeigt wiederum, daß im allgemeinen unabhängig vom Motorenmuster je nach dem Ursprungsland gleiche Werkstoffe verwendet worden sind. So haben die englischen Motoren für die Einlaßkegel einen Stahl mit je 12 bis 14 % Cr und Ni und rd. 2,5 % Wolfram. Dieser Werkstoff entspricht also unserem Ventilkegelstahl Fliegwerkstoff 1440, der heute nur noch für Auslaßventile Verwendung

findet. Der Werkstoff für die Einlaßventilkegel beim Wright „Cyclone" ist ebenfalls ein hochlegierter Cr-Ni-Stahl, jedoch ohne Wolframzusatz. Pratt & Whitney verwendet demgegenüber für die Einlaßventilkegel des „Twin Wasp" einen Cr-Wo-Stahl mit einem Wo-Gehalt von rd. 13 %, wie er vom Hornet-Motor bereits bekannt ist. Die französischen Motorenkonstrukteure haben sich dagegen bei den Einlaßventilen mit einem Cr-Si-Stahl begnügt, der bei Gnome-Rhône außerdem noch etwas Nickel enthält.

Hinsichtlich der konstruktiven Gestaltung zeigt sich bereits bei den Einlaßventilen die Vielzahl der Lösungen. Es findet sich das Vollventil beim „Merlin", „Twin Wasp" und Wright „Cyclone", das Ventil mit hohlem Schaft bei Bristol und Gnome-Rhône und das Ventil mit hohem Teller bei Hispano. Bei dem letzteren ist auch im Gegensatz zu allen anderen Motorenmustern der Ventilsitz mit Stellit gepanzert. Nitrierte Schäfte weisen die Einlaßventile vom Bristol „Mercury"- und vom Hispano-Motor auf.

Bei den Auslaßventilkegeln, deren chemische Zusammensetzung und Ausführung die Zusammenstellung 7 wiedergibt, findet sich der in Deutschland übliche Stahl 1440 bei den englischen und den amerikanischen Motoren. Der Hispano-Motor hat auch für den Auslaßkegel einen Cr-Si-Stahl, der jedoch zur Erhöhung der Warmfestigkeit einen Mo-Zusatz von rd. 1 % erhalten hat. Die Gnome-Rhône-Motoren dagegen verwenden einen hochlegierten Cr-Ni-Stahl mit rd. 28 % Cr und 22 bis 24 % Ni ohne Sonderzusätze. Beim Bristol „Mercury" ist noch der Co-Zusatz von rd. 0,6 % bemerkenswert.

Sämtliche Motorenmuster haben hohlgebohrten Schaftteil, die Hispano-, Pratt & Whitney- und Wright-Motoren außerdem auch hohlen Ventilteller. Die Sitzflächen sind bei allen Motoren, mit Ausnahme des „Merlin", mit Stelliten gepanzert, die in ihrer Zusammensetzung und Härte den bei uns üblichen Qualitäten entsprechen. Das Auslaßventil des „Merlin" ist mit Brightray belegt, das eine Zusammensetzung von rd. 80 % Ni und 20 % Cr besitzt. Bei dem letzteren Motorenmuster und beim Bristol „Mercury" ist außerdem auch die dem Verbrennungsraum zugekehrte Tellerfläche zur Vermeidung von Anbrennungen und Verzunderung mit Brightraymaterial belegt.

Nitrierte Schäfte weisen wiederum die schon beim Einlaßventil genannten Motorenmuster von Hispano und Bristol sowie weiter auch der Wright-Motor auf. Die Nitrierschichtstärke schwankt zwischen 0,01 und 0,05 mm.

Zur Erzielung guten Verschleißwiderstandes am Schaftende sind ähnlich wie im deutschen Flugmotorenbau folgende Verfahren üblich:

1. Einsetzen eines Druckstückes aus Einsatzstahl, unlegiert oder legiert,
2. Einsetzen eines Druckstückes aus Schnellstahl,
3. Aufschweißen von Hartmetall.

Eine Ausnahme hiervon macht der Hispano-Motor, bei dem der Nocken nicht mittels Schwinghebel, sondern unmittelbar auf das Ventil wirkt. Das Ventil trägt daher, wie die Abb. 14 zeigt, einen Nockenteller, der durch ein Innengewinde im Schaft gehalten wird. Die Sicherung gegen Verdrehen und damit gegen ein Herausschrauben des Nockentellers wird durch eine am Teller vorhandene Kerbverzahnung erreicht,

Motormuster	Chemische Zusammensetzung in %								Ventilbauart	Zustand		
	C	Si	Mn	Cr	Ni	Mo	W	Co		der Sitzfläche	des Tellerbodens	des Schafts
Rolls-Royce Merlin II	0,41	1,44	0,72	16,3	14,3	<0,10	2,95	(0,20V)	Hohlschaft	Brightray	Brightray	—
Hispano-Suiza 12 Ycrs₁	0,40	2,51	0,59	10,35	<0,1	1,08	—		Hohlteller	~Celsit V	—	nitriert
Gnome Rhone 14 N 4/3	0,13	0,81		17,99	22,94	0,20			Hohlschaft	Stellit	—	—
Pratt & Whitney Twin-Wasp	0,49	0,51	0,50	13,76	13,84	0,29	2,11		Hohlteller	Stellit	ungepanzert	
Armstr. Siddeley Tiger VIII	0,48	1,54		13,60	17,70		1,84					
Gnome Rhone 14 M6	0,18			17,0	24,1		—		Hohlschaft	Stellit	—	—
Wright-Cyclone G 102 A	0,47	1,34		12,45	14,77		2,47		Hohlteller	~Celsit	--	nitriert
Bristol-Mercury VIII	0,50	1,65	0,70	13,66	13,55	Sp.	2,74	0,59	Hohlschaft	Stellit	Brightray	nitriert

Zahlentafel 7. Zusammenstellung der Ventilkegelwerkstoffe von Beuteflugmotoren-Auslaßventilen

Motormuster	Chemische Zusammensetzung in %									Zustand des Sitzes	Härte des Sitzes Rc
	C	Si	Mn	Cr	Ni	Wo	Cu	Al	Fe		
Rolls-Royce Merlin II	0,44	3,31	0,57	8,03	0,1	—	—	—	Rest	ungepanzert	—
Hispano-Suiza 12 Ycrs₁	—	—	—	—	4,6	—	Rest	10	4,8	ungepanzert	—
Gnome Rhone 14 M6	0,18	—	—	17	24	—	—	—	Rest	stellitiert	46
Pratt & Whitney Twin-Wasp	0,48	0,50	0,53	13,92	14,01						
Armstr. Siddeley Tiger VIII	0,59	0,14	4,65	3,63	12,9	<0,1	—	—	Rest	ungepanzert	—
Wright-Cyclone G 102 A	0,45	2,8	0,6	12,0	13,0	2,5	—	—	Rest	ungepanzert	—
Bristol-Mercury VIII	0,70	0,36	4,8	4,8	11,0	—	—	—	Rest	gepanzert m. Brightray	50

Zahlentafel 8. Zusammenstellung der Werkstoffe für Auslaßventilsitzringe von Beuteflugmotoren

in die eine entsprechende Verzahnung des Federtellers eingreift.

Die Einsatz-Ventil s i t z r i n g e sind, abgesehen vom „Merlin", „Twin Wasp", „Mercury" und „Tiger" aus einer Aluminiumbronze, die etwa 4 bis 5,5 % Ni enthält. Beim „Merlin" und „Twin Wasp" sind die Sitzringe aus der bei uns ebenfalls verwendeten normalen Aluminiumbronze entsprechend dem früheren Fliegwerkstoff 2321. Beim „Mercury" und „Tiger" sind austenitische Cr-Ni-Mo- bzw. Cr-Ni-Mn-Stähle verwendet worden.

Die Sitzringe der Auslaßventile sind bis auf die Ringe des Hispano-Motors sämtlich aus Stählen mit hohem Ni-, Cr- oder Cr-Ni-Gehalt hergestellt (vgl. Zusammenstellung 8). Beim Hispano ist auch für den Auslaßring eine Aluminiumbronze mit Nickel verwendet worden. Panzerung mit Stellit bzw. Brightray zeigen nur die Auslaßringe des Gnome-Rhône und des „Mercury".

Als Werkstoff für die Ventilführungsbüchsen kommen zumeist hochzinnhaltige Bronzen zur Anwendung, die beim Wright „Cyclone" noch Nickel enthalten. Eine gewisse Beschränkung haben sich offenbar die französischen Werke auferlegt, da sie nur noch 5 %ige Zinnbronzen bei den Gnome-Rhône-Motoren und Gußeisen für die Einlaß- und Auslaßventilführungsbüchsen beim Hispano-Suiza verwenden. Das Gefüge dieses Gußeisens besteht aus einer perlitischen Grundmasse mit wenig Ferrit, starken Phosphiteutektikumeinschlüssen und einem nadelig ausgebildeten Graphitnetz. Ein Gußeisen mit gleicher Gefügeausbildung, dessen Härte im übrigen rd. 230 BE beträgt, ist für die Auslaßventilführungsbüchsen des „Merlin" II verwendet worden.

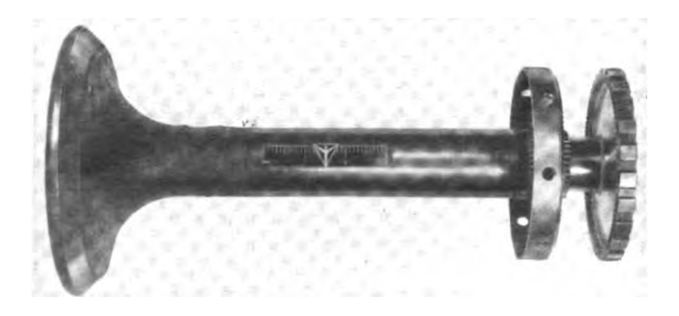


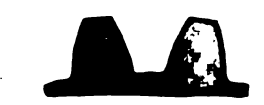
Abb. 14. Auslaßventil mit Nockenteller des Hispano-Suiza 12 Ycrs₁

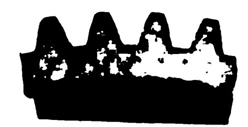
Bei der Auswahl des Werkstoffes für die Ventilfedern sind die verschiedenen ausländischen Motorenkonstrukteure jeweils eigene Wege gegangen, wie aus der Zusammenstellung 9 hervorgeht. Während bei unseren Motoren einheitlich bisher der ölschlußgehärtete C-Stahl verwendet wurde, sind bei den Beutemotoren alle Arten von Federstählen, jedoch nicht der ölschlußgehärtete Draht anzutreffen. Der „Merlin“ sowie der „Cyclone“ und „Twin Wasp“ haben Ventilfedern aus Cr-Va-Stahl, den auch die in Lizenz bei uns gebauten Hornet-Motoren von Pratt & Whitney ursprünglich verwendeten. Sämtliche französischen Motoren dagegen haben Cr-Si-Stahlfedern, die zur Zeit auch bei uns in der Einführung begriffen sind. Lediglich der Bristol „Mercury“ hat Federn aus C-Stahl, die im Patentierverfahren auf eine Festigkeit von rd. 160 kg/mm² kaltgezogen sind.

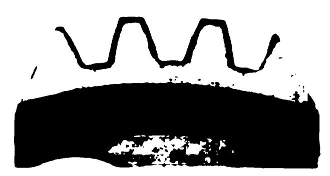
In bezug auf den Oberflächenzustand der Federn ist allgemein festzustellen, daß die Oberflächengüte in keinem Falle

Motormuster	Federart	Chem. Zusammensetzung C	Si	Mn	Cr	Ni	V	Mo	σ_B kg/mm²	Draht ø mm	Bemerkungen
Rolls-Royce Merlin X	äußere	0,42	0,21	0,74	1,38		0,21		~145	4,4	keine Oberflächenverfestigung / Leicht überschliff.
	innere	0,43	0,21	0,74	1,26		0,20		~145	3,1	kein Oberflächenschutz
Hispano-Suiza 14 Ycrs,	äußere	0,61	1,29	0,71	0,64	Sp		—	164÷166	4,2	keine Oberflächenverfestg.
	innere	0,59	1,40	0,68	0,60	0,23		—	150÷154	2,8	kein Oberflächenschutz
Gnome Rhone 14 N 2/3	äußere	0,60	1,37	0,60	0,62	Sp				6,0	keine Oberflächenverfestg.
	mittlere	0,60	1,38	0,65	0,62	0,10				4,5	kein Oberflächenschutz
	innere	0,65	1,39	0,60	0,62	0,08				3,2	
Pratt & Whitney Twin-Wasp		0,55	0,25	0,67	0,95	—	0,22	0,04	135		keine Oberflächenbehandlg. kein Korrosionsschutz
Gnome Rhone 14 M6	äußere	0,64	1,43	0,77	0,78	—	—	0,09	167	6,4	keine Oberflächenverfestg.
	innere	—	—	—	—	—	—	—	152÷157	4,6	Einbrennlack
Wright-Cyclone G 102 A	äußere	Cr-Va-Stahl							137÷142		Kugelgestrahlt u. kadmiert.
	mittlere								154÷160		
	innere								137÷142		
Bristol-Mercury VIII	äußere	0,77	0,56	0,63						4,5	patentiert kaltgezogen
	mittlere	0,76	0,49	0,59					~162	3,5	keine Oberflächenverfest.
	innere	0,80	0,46	0,56						2,5	kein Oberflächenschutz

Zahlentafel 9. Zusammenstellung der Ventilfederwerkstoffe von Beuteflugmotoren







a) Luftschraubengetriebe
b) Ladergetriebe
c) Antrieb des Apparateteils

Abb. 15.
Einsatzschicht und Profil von Zahnrädern beim „Twin Wasp“



Abb. 16. Einsatzschicht und Profil von Zahnrädern beim Rolls-Royce „Merlin“ X. Links: Abtrieb von Kurbelwelle auf Apparateteil; rechts: Verzahnung auf Laderwelle

an die deutschen Ausführungen heranreicht. Bei den französischen Motorenmustern ist auf ein Schleifen der Drähte überhaupt verzichtet worden. Das Verfestigen durch Kugelstrahlen konnte nur bei den Federn des Wright „Cyclone“ beobachtet werden. Aus dieser Tatsache muß geschlossen werden, daß die Beanspruchungen der Ventilfedern bei den Beutemotoren entweder durch motortechnische Maßnahmen oder durch die konstruktive Gestaltung der Federn niedriger gehalten werden, als sie bei unseren Motoren vorliegen. Einschränkend muß jedoch gesagt werden, daß im allgemeinen natürlich nicht bekannt ist, in welchem Umfange bei den ausländischen Motoren Ventilfederschwierigkeiten vorgelegen haben. Aus neueren Mitteilungen geht jedoch hervor, daß beim Bristol „Mercury“, der Ventilfedern aus kaltgezogenem C-Stahl besitzt, sehr viel Brüche aufgetreten sind. Daraufhin wurden vom Motorenwerk die Abnahmevorschriften für Ventilfedern erheblich verschärft. Außerdem ist der Oberflächenschliff bei den Federn eingeführt worden. Bei der Abnahme wird verlangt, daß 10 % der aus jedem Drahtring hergestellten Ventilfedern auf einer Prüfmaschine eingeschwungen werden. Gehen hierbei mehr als 5 % zu Bruch, so wird die ganze Lieferung verworfen. Die bei uns üblichen Abnahmevorschriften haben also Schule gemacht.

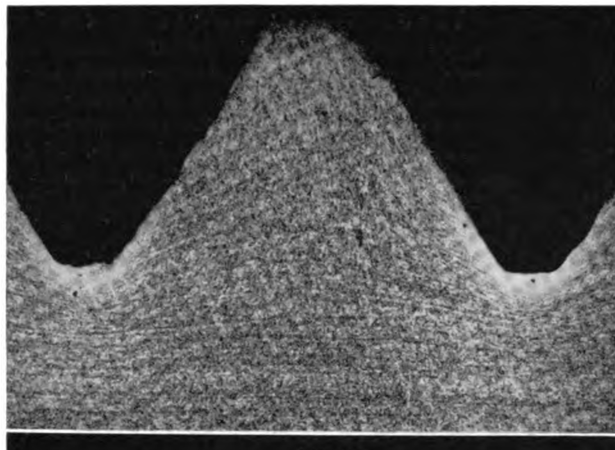
Über die Zahnradwerkstoffe kann auf Grund von Untersuchungen an einigen Motoren, von denen sowohl Haupt- als auch Nebenantriebsräder geprüft wurden, folgendes gesagt werden:

Es herrscht die Anwendung der Einsatzhärtung und damit entsprechender Chrom-Nickel-Einsatzstähle bzw. molybdänfreier Nickel-Einsatzstähle vor. Nur an Stellen, an denen ein Schleifen der Zahnflanken schwer möglich ist, wie bei der Innenverzahnung, ist man auf Nitrierstähle mit Al-Gehalt übergegangen. Kommen Nickel-Einsatzstähle zur Anwendung, so werden bei hohen Beanspruchungen im allgemeinen Stähle mit 5 % Ni, bei mäßigen Beanspruchungen solche mit rd. 1,7 % Ni verwendet. Die Räder sind dann fast durchweg auf ungefähr 120 kg/mm² vergütet. Als Chrom-Nickelstahl kommt ein unserem früheren ECN 45 ähnlicher Stahl zur Anwendung, dessen Nickelgehalt jedoch an der unteren Grenze und dessen Kohlenstoffgehalt an der oberen Grenze unserer Analysenvorschrift liegt. Daneben findet bei hochbeanspruchten Rädern außerdem noch ein Chrom-Nickel-Molybdänstahl Anwendung, der unserem Flw. 1409 entspricht. Die beiden letzten Werkstoffe werden auf 120 bis 140 kg/mm² vergütet. Die Einsatztiefe ist mit 0,8 bis 1,3 mm höher als es bei unseren Stählen üblich ist. Die Oberflächenhärte der Räder liegt zwischen 590 bis 620 kg/mm² bzw. 60 bis 62 R_C-Einheiten.

Die geschliffene Ausführung der Zahnflanken herrscht im allgemeinen vor und wird ausschließlich angewendet bei kraftübertragenden einsatzgehärteten Rädern. Die Ausführung läßt jedoch, wie Abb. 15 zeigt, recht erheblich zu wünschen übrig. Bei den Rädern aus dem „Twin Wasp“ ist die außerordentlich geringe Abrundung der Übergänge von der Zahnflanke in den Zahngrund bemerkenswert. Außerdem fällt der nicht ausgeschliffene Zahngrund bei diesen Rädern auf, wodurch ein deutlicher scharfer Absatz im Zahngrund zurückbleibt. Eine ähnlich mangelhafte Ausbildung des Zahngrundes wurde bei geschliffenen Rädern aus dem Apparateteil des „Merlin“ X festgestellt, wie die Abb. 16 veranschaulicht.

Mit welcher geringen Sorgfalt offenbar in manchen Fällen gearbeitet wird, zeigt auch die Abb. 17 vom Gewindegrund der sehr hochbeanspruchten Gehäuseverbindungs- und Zylinderfußbefestigungsschrauben des „Twin Wasp“. Ob es sich bei den gezeigten Fällen um Ausnahmen handelt, die zufällig der Kontrolle entgangen sind oder ob eine bessere Bearbeitungsgüte nicht verlangt war, läßt sich naturgemäß nicht feststellen.

Bei der Besprechung der in den Beutemotoren angewandten Lagerwerkstoffe ist zunächst darauf hinzuweisen, daß bei sämtlichen untersuchten Motoren die Hubzapfen Gleitlagerung besitzen. Die Zusammensetzung der



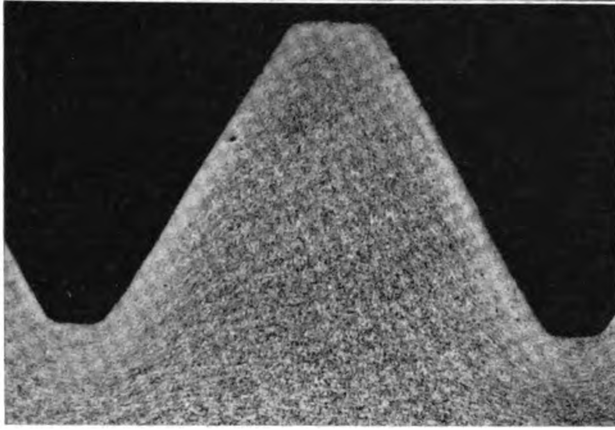


Abb. 17. Schnitt durch Gehäuse - Verbindungsschraube und Zylinderfußbefestigungsschraube des „Twin Wasp" SC 3

Lagerbaustoffe bei den verschiedenen Mustern geht aus der Zusammenstellung 19 hervor. Man erkennt, daß praktisch in jedem Motor ein anderes Lagermetall Verwendung gefunden hat. In konstruktiver und werkstofflicher Hinsicht am interessantesten sind die Pleuellager der beiden flüssigkeitsgekühlten Reihenmotoren „Merlin" und Hispano. Beim „Merlin" II ist die Bleibronze, auf der der Pleuelzapfen der Kurbelwelle läuft, unmittelbar in das Hauptpleuel eingegossen. Zu diesem Zwecke ist das Hauptpleuel, wie schon früher erwähnt (vgl. Abb. 9 und 10), dreiteilig ausgeführt. Die beiden schalenartigen Teile wurden beim „Merlin" II mit Bleibronze innen und außen begossen. Dabei ist weiter hervorzuheben, daß der Werkstoff des Pleuels ein 5%iger Ni-Stahl war, der beim Ausgießen bzw. Abschrecken durchhärtet und damit besonderen Gefahren hinsichtlich des Auftretens von Lötspannungsrissen ausgesetzt ist. Tatsächlich wurden an den Bindungsflächen bei der metallographischen Untersuchung auch Lötspannungsrisse gefunden. Sie besaßen aber ein Ausmaß, wie es bei uns an Schalen aus C-Stahl ebenfalls beobachtet, jedoch nicht als bedenklich betrachtet wird. Die Bleibronze für diesen Innen- und Außenausguß enthält 24 bis 28 % Pb; als härtende Bestandteile sind 0,8 bis 1 % Sn zugesetzt. Die Härte liegt bei rd. 45 bis 55 BE.

Motormuster		Chemische Zusammensetzung in %									H_B kg/mm²
		Cu	Pb	Fe	Ca	Al	Ag	Sn	Cd	Ni	
Rolls-Royce Merlin II	außen	74,6	23,6	1,0	0,1	0,2	—	0,8	—	—	53
	innen	70,5	27,8	0,8	0,1	0,2		0,9	—	—	46
Hispano-Suiza 12 Ycrs,	außen	74,9	14,9	0,33			—	10	—	—	71
	innen	74,7	22,3	0,68			1,1	—	—	—	—
Gnome Rhone 14 M6		—	—	—	—	—	—	—	98	2	—
Wright-Cyclone G 102 A		70,6	27,7	0,6	—	—	0,7	—	—	—	—
Bristol-Mercury VIII		—	—	—	—	—	—	—	98	2	—

Zahlentafel 10. Zusammenstellung der Pleuellagerwerkstoffe von Beuteflugmotoren

Der „Merlin" X hat, wie ebenfalls bereits erwähnt, in das Haupt- und Nebenpleuel eingelegte Lagerschalen, bei denen in die Stützschale aus einem Einsatzstahl mit 2,5 % Ni beim Hauptpleuel eine Bleibronze mit 24 % Pb und 2 % Sn und beim Nebenpleuel eine Dreistoffbronze mit 18 % Pb und 9 % Sn eingegossen ist. Die Bleibronze des Hauptpleuels hat eine Härte von 45 BE und die des Nebenpleuels eine solche von 55 BE.

Es zeigt sich hiernach, daß beim Übergang vom „Merlin" II zum „Merlin" X neben der konstruktiven Änderung auch eine Werkstoffänderung, und zwar bei den Stützschalen und bei dem Bronzeausguß vorgenommen worden ist. Es kann angenommen werden, daß die Lösung der Pleuellagerung bei den Rolls Royce-Motoren noch nicht eine endgültige darstellt, da nach dem Schrifttum weitere Versuche mit Leichtmetalllagerung auf Aluminiumgrundlage mit Zinnzusatz bei Rolls-Royce im Gange sind.

In das Kurbelgehäuse des „Merlin" sind normale Stahlstützschalen eingelegt, die mit einer weichen Bleibronze von rd. 35 BE ausgegossen sind. Bemerkenswert ist dabei der Silberzusatz von 0,6 %.

Der Hispano-Motor besitzt in den Grundlagern Weißmetall mit rd. 85 % Sn, 7 % Cu und 8 % Sb, wie wir es früher ebenfalls verwendet haben. Die Pleuellagerung dagegen benötigt beidseitig ausgegossene Stahlstützschalen, bei denen innen eine weiche, außen dagegen eine harte Lagerlegierung aufgebracht ist. Wir kennen dieses Problem des beidseitigen Ausgusses vom „Jumo 211" her, da auch für diesen Motor für den Innen- und Außenausguß verschiedene Härtegrade und damit verschiedene Legierungen verlangt wurden. Die Aufgabe, beidseitige aber verschieden harte Lagerausgüsse herzustellen, ist bei uns bisher nicht befriedigend gelöst worden. Eine brauchbare Schale dieser Art konnte bisher jedenfalls nur nach einem Verfahren erzeugt werden, das aus wirtschaftlichen Gründen nicht angewendet werden sollte. Die innere Lauffläche besteht beim Hispano aus einer 22%igen Bleibronze, die wiederum wie beim Grundlager des „Merlin" Silber enthält, und zwar 1,1 %. Der äußere Belag ist sehr hart; er besteht aus einer Mehrstoffbronze mit 10 % Sn und 15 % Pb und besitzt eine Härte von rd. 70 BE. In diesem Zusammenhang dürfte es auch interessieren, einiges darüber zu erfahren, wie Hispano seine beidseitig begossenen Lager mit verschiedenen Analysen für Innen- und Außenausguß hergestellt hat. Das Verfahren arbeitet in großen Zügen wie folgt:

Zunächst werden im Gußverfahren in getrockneten Zementformen zylindrische Büchsen gegossen. Die Büchsen haben solche Abmessungen, daß sie in bearbeitetem Zustand auf oder in die fertig bearbeitete Stahlstützschale eingepreßt werden können. Die auf diese Weise abgegossenen zylindrischen Büchsen werden in eine geschweißte Blechform eingesetzt, die in der Mitte die Stahlstützschale enthält. In einer Spezialofenanlage, die mit Hochfrequenzstrom arbeitet und die Einleitung einer Schutzgasatmosphäre gestattet sowie eine besondere Absenk- und Abschreckvorrichtung enthält, erfolgt dann die Erhitzung und das nochmalige Aufschmelzen der beiden Bleibronzebuchsen. Das ganze Verfahren ist gegenüber unseren Gießmethoden natürlich ziemlich kompliziert. Andererseits gestattet es aber eine exakte und gleichmäßige Fabrikation, die bei diesen Lagerschalen besonders wichtig ist. Das Verfahren ist bei Hispano, also bei dem Motorenwerk selbst entwickelt worden, offenbar aus einer Zwangslage heraus, weil in Frankreich keine Lagerfirmen vorhanden waren, die den Forderungen der Flugmotorenwerke gerecht werden konnten.

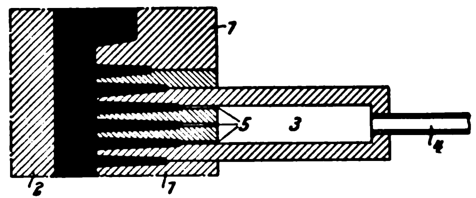


Abb. 18.
Ausschnitt aus einer Saugkokille für Rippenkörper
1 = Kokille, 2 = Kern, 3 = Unterdruckkammer, 4 = Anschluß an Vakuumkammer, 5 = Luftkanäle

Bei den erbeuteten Sternmotoren verwenden Bristol und Gnome-Rhône eine Cd-Legierung, die mit 1 bis 2 % Ni gehärtet ist. Während Bristol eine schwimmende Buchse mit beidseitigem Belag anwendet, haben die Gnome-Rhône-Motoren fest eingesetzte, innen mit Lagermetall belegte Stahlbuchsen. Beim Wright „Cyclone" finden wir dagegen, ähnlich wie bei unseren Motoren, eine binäre Bleibronze mit rd. 28 % Pb und 0,7 % Ag, die auf eine in das Hauptpleuel eingesetzte Schale aufgegossen ist.

Über die in den untersuchten Motoren verwendeten Leichtmetalle und ihre Verarbeitung ist folgendes zu berichten:

Es gelangen zur Anwendung
- als Gußlegierungen: der untereutektische Silumin-Gamma-Typ sowie die Gattung Al-Cu-Ni,
- als Schmiedelegierungen: ausschließlich die Gattung Al-Cu-Ni mit den bekannten Legierungen Y und RR.

Für die Kolben der Beutemotoren werden im Gegensatz zu der deutschen Entwicklung bei allen Mustern ausschließlich Y- und RR-Legierungen, gegossen oder geschmiedet, eingesetzt[3]).

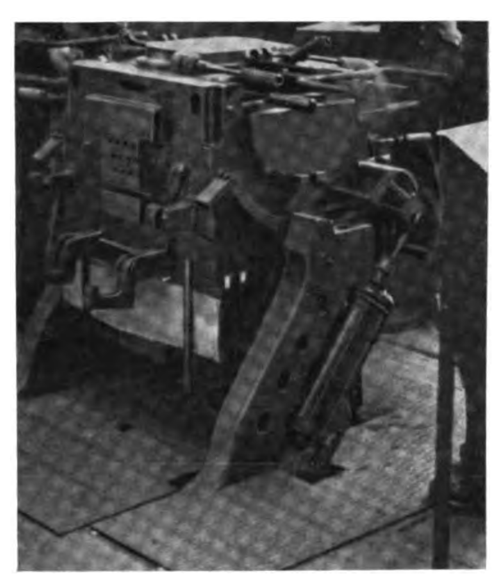
Als Werkstoff für die Kurbelgehäuse und Zylinderblöcke der französischen flüssigkeitsgekühlten Motoren von Hispano finden wir die untereutektische Silumin-Gamma-Legierung mit Kobaltzusatz. Die Notwendigkeit der Einsparung von Kobalt war in Frankreich offenbar noch nicht gegeben, so daß die Mn-haltige Legierung nicht angewendet wurde. An der in Frankreich üblichen Legierung ist weiterhin bemerkenswert der niedrige Fe-Gehalt und ein geringerer Mg-Gehalt, als er in Deutschland angewendet wird. Der letztere liegt bei rd. 0,2 %. Hierdurch wird, wie auch Versuche der deutschen Gießereien inzwischen ergeben haben, im Gußstück eine höhere Dehnung erzielt, ohne daß ein stärkeres Absinken der Festigkeitswerte in Kauf genommen werden muß. Da der Vorteil einer höheren Dehnung und damit einer größeren Formänderungsfähigkeit, die den Abbau von Spannungsspitzen begünstigt, auch bei uns erkannt worden ist, macht sich eine ähnliche Entwicklungsrichtung im deutschen Flugmotorenbau in letzter Zeit bemerkbar.

Der englische Reihenmotor hat im Gegensatz zu den deutschen und französischen Mustern gleicher Art für Kurbelgehäuse und Zylinderblock die Cu- und Ni-haltige Gußlegierung RR 53. Die Zerreißfestigkeit in den Gußstücken liegt bei Raumtemperatur etwas unterhalb der bei Silumin-Gamma gefundenen Werte. In der Wärme dürften dagegen die Festigkeitswerte bei der Rolls-Royce-Legierung günstiger liegen. Bemerkenswert ist noch das in den Gußstücken festgestellte besonders feinkörnige Gefüge.

Die Kurbelgehäuse der Sternmotoren von Bristol und Gnome-Rhône sind aus der Legierung RR 56 geschmiedet. Der amerikanische „Twin Wasp"-Motor hat dagegen ein gegossenes Kurbelgehäuse aus einer Al-Mg-Si-Legierung mit rd. 1 % Si und 0,6 % Mg, die bei uns für diese Zwecke nicht verwendet wird. Bemerkenswert ist der, offenbar zur Erzielung einer größeren Standfestigkeit, erfolgte Zusatz von rd. 0,25 % Co.

An dieser Stelle sei noch darauf hingewiesen, daß der Wright „Cyclone"-Motor ein Kurbelgehäuse aus Stahl besitzt, und zwar wird ein niedrig legierter Cr-Ni-Mo-Stahl verwendet, der auf rd. 80 kg/mm² vergütet ist.

Bei den Zylinderköpfen der Sternmotoren ist die Y-Legierung vorherrschend. Während die französischen und amerikanischen Motorenmuster gegossene Zylinderköpfe besitzen, geht man beim Bristol „Mercury" vom Schmiedestück aus. In diesem Zusammenhang ist das in Frankreich allgemein übliche Herstellungsverfahren für die Zylinderköpfe besonders erwähnenswert. Während bei uns bisher die Zylinderköpfe ausschließlich im Sandgußverfahren hergestellt wurden, sind in Frankreich Verfahren entwickelt worden, derartige Gußstücke in Kokillen abzugießen. Der Vorteil der Kokillengußmethode liegt auf der Hand. Neben der besseren Treffsicherheit und der günstigeren Gefügeausbildung und Oberflächenbeschaffenheit wird vor allem eine um etwa 50 % höhere Produktionsleistung erreicht. Der Aufbau der Kokille ist kurz folgender:



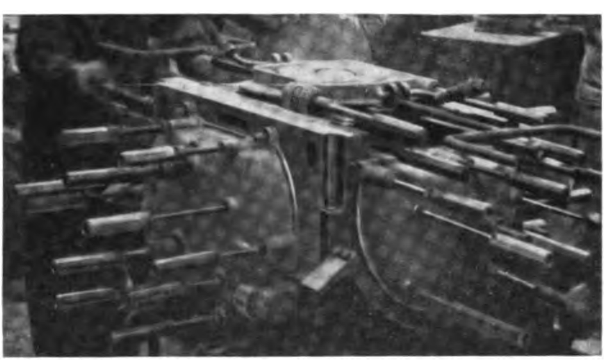


Abb. 19. Saugkokille von Bruneau Frères, Paris, für Zylinderköpfe

Sie besteht aus einzelnen ebenen Platten oder Lamellen, in die die Rippenformen so eingraviert sind, daß jeweils eine Rippe an der Trennfläche zweier Lamellen endet. Die Form ist also entsprechend der Kühlrippenzahl des Kopfes und ihrer Anordnung in eine große Anzahl einzelner Platten aufgeteilt. Diese Platten müssen sehr genau aufeinander passen. Sie sind daher hochglanzpoliert und bestehen, da sie außerdem in der Wärme vollkommen form- und zunderbeständig sein müssen, aus einer warmfesten Legierung mit rd. 5 % Cr und 3 bis 5 % W. Da die natürliche Entlüftung durch die Trennflächen bei sehr hohen und dünnen Rippen nicht genügt, um eine gute Formfüllung bis in die Rippenspitzen zu gewährleisten, wird bei der sogenannten Bruneau-Kokille im Gegensatz zu der von Gnome-Rhône benutzten Anordnung ein künstlicher Unterdruck erzeugt. Das Prinzip dieser Methode ist in der Abb. 18 dargestellt. Aus den Rippen, die durch die Trennfläche mit der Unterdruckkammer in Verbindung stehen, wird im Augenblick des Eingießens des Metalls die Luft abgesaugt, so daß das flüssige Metall die Rippen fehlerfrei ausfüllen kann. Dabei wird nach dem Verfahren von Bruneau mit mehreren Unterdruckstufen gearbeitet, die sich auf Grund der Erfahrungen für die verschiedenen Zonen des Zylinderkopfes als vorteilhaft herausgestellt haben. Die gesamte Kokille (vgl. Abb. 19), die

[3]) *Vgl. E. Koch, Kolben ausländischer Flugmotoren, Luftwissen Bd 7 (1940), N 10, S 340.*

in einem Gerüst drehbar angeordnet ist, wird durch mehrere Gasbrenner von der Unterseite aus beheizt. Bei Beginn des Gusses steht die Kokille schräg. Sie wird dann mit dem Einfließen des Metalles aufgerichtet. Das Kokillengußverfahren wird zur Zeit bei uns in verschiedenen Gießereien ebenfalls erprobt und dürfte in absehbarer Zeit bei Zylinderköpfen den bisherigen Sandguß verdrängen.

Zusammenfassung

Es wurden drei Reihenmotoren, fünf Doppelsternmotoren und drei Einfachsternmotoren englischer, französischer und amerikanischer Herkunft hinsichtlich der verwendeten Werkstoffe und der Gestaltung der hochbeanspruchten Bauteile untersucht. Bei den Stählen für Kurbelwellen, Pleuel, Ventile und Zahnräder kommen höhere Gehalte an Chrom, Nickel, Wolfram usw. vor, als wir sie zur Beherrschung der Beanspruchung für notwendig halten. Bezeichnenderweise zeigen den geringsten Gehalt an Legierungselementen im allgemeinen die amerikanischen Werkstoffe. Die Qualität entspricht derjenigen unserer Stähle. Die Oberflächenendbearbeitung ist oft nicht mit der gleichen Sorgfalt durchgeführt wie bei uns und beschränkt sich insbesondere bei den amerikanischen Motoren auf die wirklich hochbeanspruchten Stellen. Die Nitrierung wird in größerem Umfange angewendet als bei uns. Als Lagerwerkstoffe kommen neben den bei uns gebräuchlichen Legierungen die Cadmium-Nickel-Legierungen und die Bleibronzen mit hohem Zinn- oder mit Silbergehalt vor. Der Einsatz der Leichtmetalle geht etwa dem unsrigen parallel. Bemerkenswert ist das in Frankreich entwickelte Zylinderkopfgießverfahren in Kokillen.

Werkstoffuntersuchungen an einigen Stahlbauteilen von Beuteflugzeugen

von Dr.-Ing. habil. H. CORNELIUS, Berlin[1])

Bei den nachfolgenden Ausführungen über stichprobenweise Werkstoffuntersuchungen der DVL an Panzerblechen sowie einigen Bruchstücken von Bauteilen aus Stahl aus Beuteflugzeugen bleiben die Triebwerke unberücksichtigt, da hierüber an anderer Stelle berichtet wird[2]). Es wird in erster Linie auf Bauteile aus englischen, daneben auch aus französischen und amerikanischen Flugzeugen eingegangen. Die Untersuchungen wurden nicht auf sämtliche Stahlbauteile ausgedehnt, sondern nur für interessant gehaltene Bauteile ausgewählt. Dabei ist zu beachten, daß oft nur Bruchstücke zur Verfügung standen, die nicht immer in einem noch für die Prüfung geeigneten Zustand vorlagen. So wurde meist auf die Untersuchung von Teilen verzichtet, die unter der Wirkung von Bränden gestanden hatten.

Zunächst sollen die im Rumpf und in den Tragflügeln vorgefundenen Bauteile behandelt werden. Einige Angaben für die englischen Bomber Bristol „Blenheim" und Vickers „Wellington" sowie das französische Muster Lioré-Olivier 45 finden sich in Zahlentafel 1. Eine Vierkantrohrstrebe aus dem durch Verschrauben zusammengebauten Motorbock des Bristol „Blenheim" bestand aus einem 3 %igen Nickelvergütungsstahl; doch war das Rohr nicht vergütet, sondern hatte bei einer Zugfestigkeit von 95 kg/mm² ein überhitztes, vorwiegend perlitisches Gefüge und eine beträchtliche Randentkohlung.

Das Steuergestänge der Ruder des gleichen Flugzeuges bestand aus dem gleichen Stahl wie die Rohrstrebe, eine Stoßstange aus einem Nickel-Chrom-Stahl. In beiden Fällen ist keine Vergütung vorgenommen, sondern der auf körnigen Zementit geglühte Werkstoff verwandt worden. Das Steuergestänge und die Stoßstange hatten etwa die Abmessungen, mit denen man sie auch aus Leichtmetall etwa der Gattung Al-Cu-Mg hätte verwenden können. — Der Flügelholmgurt der „Blenheim" ist aus dünnen Stahl- und Leichtmetallblechen durch Nieten zusammengebaut. Das Stegblech und die gewölbten Außenbleche in Abb. 1 bestehen aus Leichtmetall, die übrigen Bleche aus Manganvergütungsstahl, vergütet auf eine Zugfestigkeit von 112 bis 124 km/mm². Vermutlich sind die Bleche auch kaltgewalzt worden, worauf die hohe Lage der Streckgrenze hinweist.

Aus dem Vickers „Wellington"-Bomber wurden die Verbindungslaschen für die aus Al-Cu-Mg-Legierung bestehenden Holmgurte sowie der Flügelanschluß untersucht. Die Laschen zeigt Abb. 2, den aus der Gabel (1) und dem Beschlagteil (2) bestehenden Flügelanschluß gibt Abb. 3 wieder.

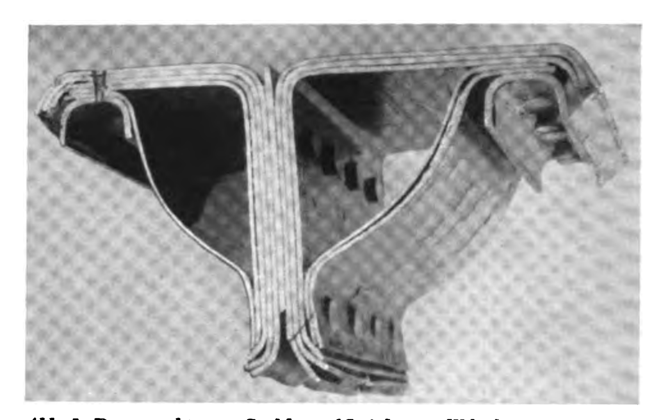


Abb. 1. Der aus dünnen Stahl- und Leichtmetallblechen zusammengenietete Flügelholmgurt der „Blenheim"

Flugzeug-muster	Bauteil	Verbindungsart	Stahlart	Festigkeitswerte	Bemerkungen
Bristol-Blenheim IV (England)	Strebe vom Motorbock, Rohr 38 x 2 mm	Verschraubt	0,45 % C, 0,28 % Si, 0,48 % Mn, 2,7 % Ni, 0,02 % Cr.	$\sigma_{0,2}$ - 80 kg/mm² σ_B - 95 " δ_{10} - 8 %	Randentkohlung, überhitzter Glühzustand
	Steuergestänge, Rohr 32 x 1,4 mm	Verschraubt	" "	$\sigma_{0,2}$ - 78 kg/mm² σ_B - 92 " δ_{10} - 9,5 %	Körniger Zementit vernickelt
	Stoßstange Rohr 1,1 x 29 mm	—	Ni-Cr-Stahl	$\sigma_{0,2}$ - 72 kg/mm² σ_B - 78 " δ_{10} - 8,5 %	Körniger Zementit Kadmiert
	Holmgurt 1 mm Blech	Vernietet mit plattierten Al-Cu-Mg-Blechen	0,40/0,46 % C 0,25/0,28 % Si 1,55/1,65 % Mn 0.1 % Cr	$\sigma_{0,2}$ - 102/114 kg/mm² σ_B - 112/124 " δ_{10} - 6/9 %	Feines Vergütungsgefüge
Vickers-Wellington (England)	Verbindungslaschen für Holmgurt aus Al-Cu-Mg	Verschraubt	0,27 % C, 0,25 % Si 0,5 % Mn, 3,1 % Ni 0,8 % Cr	H_n - 277 kg/mm², daraus σ_B - 97 kg/mm²	Vergütet, Kadmiert
	Flügel-Anschluss 1) Gabel	Verschraubt	0,34 % C 3,4 % Ni 0,74 % Cr	H_n - 292 kg/mm² daraus σ_B - 102 kg/mm²	Vergütet, Kadmiert
	2) Beschlagteil		0,31 % C, 0,3 % Si, 0,55 % Mn, 3,2 % Ni, 0,7 % Cr, 0,25 % Mo	H_n - 292 kg/mm² σ_B - 102 "	Vergütet Kadmiert
Lioré-Olivier 45 (Frankreich)	Holmgurt, U-Profil mit Stegverstärkung	Verschraubt, Vernietet	0,32 % C, 3,5 % Ni, 1,25 % Cr, 0,43 % Mo	$\sigma_{0,2}$ - 125/130 kg/mm² σ_B - 138/140 " δ_{10} - 9/8,5 %	Aus dem Vollen gearbeitet

Zahlentafel 1. Übersicht über die im Rumpf und in den Tragflügeln verwendeten Stahlarten (nicht geschweißt)

[1]) *Institut für Werkstofforschung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof. Die Ausführungen wurden vor der Lilienthal-Gesellschaft vorgetragen.*

[2]) *P. Kötzschke, S 69—78.*



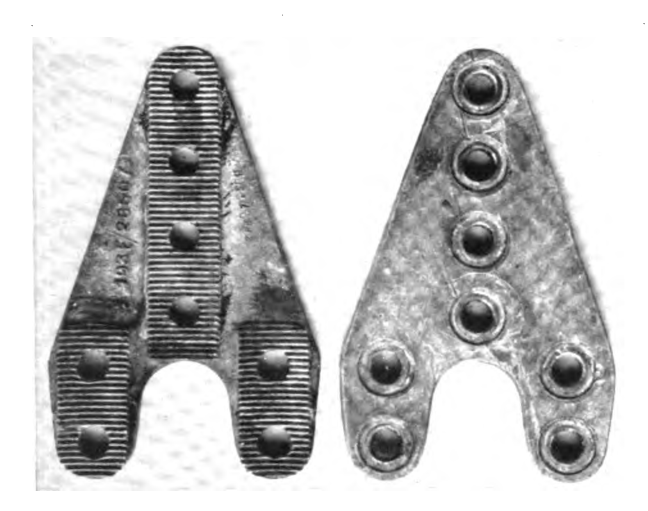


Abb. 2. Holm-Verbindungslaschen bei der Vickers „Wellington“



Abb. 3. Flügelanschluß der Vickers „Wellington“

Die drei Bauteile sind aus Vergütungsstahl mit 0,27 bis 0,34 % C, 3,1 bis 3,4 % Ni, 0,7 bis 0,8 % Cr und, in einem Falle, 0,25 % Mo hergestellt, sämtlich auf eine Zugfestigkeit von 100 kg/mm² vergütet und kadmiert.

Die angeführten wenigen Beispiele lassen schon die englische Vorliebe für Nickel-, Nickel-Chrom- und Mangan-Stähle sowie die Abneigung gegen das Schweißen erkennen. Die Stähle sind zum Teil unnötig hoch legiert, bzw. nicht voll ausgenützt.

Das französische Flugzeug Lioré-Olivier 45 besitzt Flügelholme mit zwei Stahlgurten, die an den Seiten durch Leichtmetallwellbleche und in der Mitte durch quergestellte gelochte Leichtmetallbleche auf Abstand gehalten werden. Der obere und untere Holmgurt haben ein U-Profil mit Stegverstärkung. In Abb. 4 ist das Gurtprofil in Rumpfnähe

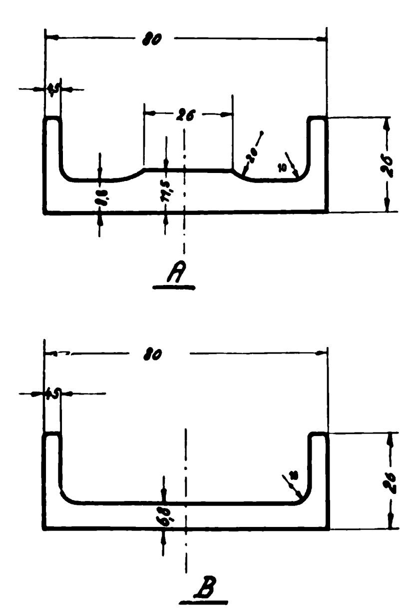


Abb. 4. Gurtprofil in Rumpfnähe u. in der Nähe der Flügelspitze

(Skizze A) und in der Nähe der Flügelspitze (Skizze B) wiedergegeben. Die Stegverstärkung nimmt nach der Flügelspitze zu allmählich ab und verläuft schließlich in den unverstärkten Steg. Die Gurte werden, wie sich aus dem Faserverlauf ergibt, aus einem mit großer Stegdicke gewalzten U-Profil hergestellt. Der Aufwand an Zerspannungsarbeit ist demnach erheblich. Die aus hochlegiertem Nickel-Chrom-Molybdän-Stahl bestehenden Gurte waren auf die hohe Zugfestigkeit von 140 kg/mm² vergütet. — Aus Chrom-Nickel-Molybdän-Stahl mit 135 kg/mm² Zugfestigkeit bestehen auch die Flügelholmgurte des französischen Flugzeuges Morane-Saulnier 406. Die Gurtlaschen sind nach Abb. 5 durch zwei Stege verstärkt. Die Beschläge für die Flügelbefestigung

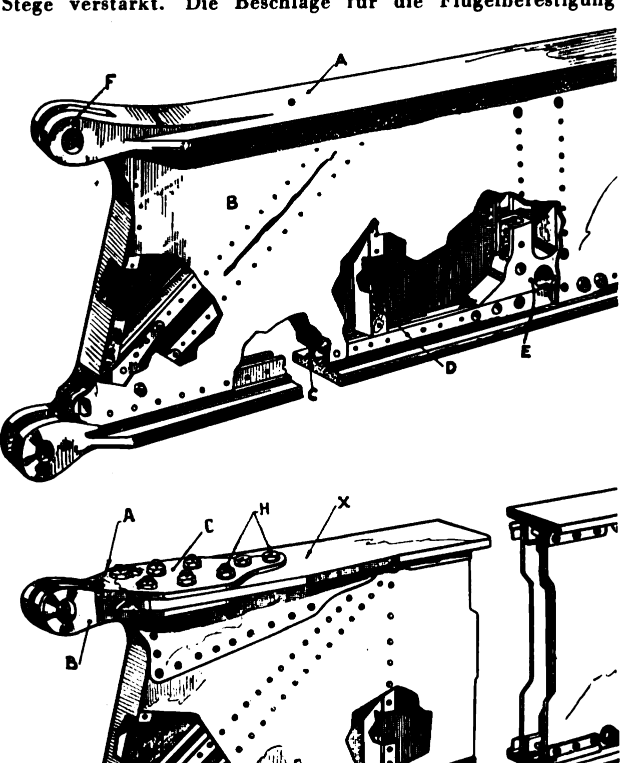


Abb. 5 u. 6. Der Flügelholm der Morane-Saulnier 406, am Anschluß in zwei verschiedenen Ausführungen



Abb. 7. Wirkung eines 2,5 cm-Geschosses auf die Holmbefestigung der Morane-Saulnier

wurden in einer Ausführung mit den flach auslaufenden Gurten verschraubt. In einer anderen Ausführung wurden Laschen und Bolzenaugen aus einem Stück hergestellt, wie Abb. 6 zeigt. Die Laschen werden aus dem Vollen gearbeitet, der Anschlußteil im Gesenk geschmiedet. Die Zerspanungsarbeit ist also noch umfangreicher als bei den Gurtteilen der Lioré-Olivier 45. — Abb. 7 zeigt die Wirkung eines 2,5 cm-Geschosses auf die Holmbefestigung am Morane-Saulnier. Von der Verschraubung der Bolzenaugen mit der Gurtlasche sind lediglich einige Schraubenköpfe abgesprungen. Die Festigkeit der Verbindung wurde hierdurch nicht entscheidend vermindert.

Zahlentafel 2 enthält Angaben über die Verwendung von Stahl im Motorbock und Fahrwerk des amerikanischen Bombers Lockheed 14 „Hudson". Für die Rohrstreben der Motoraufhängung und des Fahrwerks sowie die kastenförmige Fahrgestellstrebe wurde als Verbindungsart die Autogenschweißung benutzt. Die verwendeten Chrom-Molybdän-Stähle entsprechen in der Zusammensetzung, besonders auch in dem für die Schweißrißfreiheit erforderlichen, niedrigen Schwefelgehalt und in den Festigkeitswerten den deutschen Fliegwerkstoffen 1452 und 1454. Als Schweißdraht dürfte ein dem deutschen Fliegwerkstoff 1453 ähnlicher Stahl verwendet worden sein. Der im Fahrwerk festgestellte Stahl hat einen für Schweißzwecke in Anbetracht der Legierungshöhe beträchtlichen Kohlenstoffgehalt. Als unzulässiger Fehler ist die starke Randentkohlung zu erwähnen.

Stichproben der Werkstoffuntersuchung an Teilen von Fahrwerk-Federbeinen gibt Zahlentafel 3 wieder. Der Federbeinzylinder des englischen Jägers Spitfire besteht aus einem auf 94 kg/mm² Zugfestigkeit vergüteten, hochlegierten Chrom-Nickel-Molybdän-Stahl, der Federbeinkolben des amerikanischen Bombers Lockheed 14 „Hudson" dagegen aus einem sparsamer legierten und auf höhere Festigkeit vergüteten Chrom-Molybdän-Stahl, entsprechend dem deutschen Fliegwerkstoff 1454. Der Kolben hatte eine Gleitfläche aus einer 0,025 mm dicken Hartchromschicht.

Aus dem gleichen Stahl wie der Kolben bestand auch der als Gesenkschmiedestück hergestellte Lenker.

Die Spornradgabeln der englischen Flugzeuge Bristol-Blenheim, Fairey „Battle" und „Spitfire" werden aus hochlegierten Nickel-Chrom-Stählen mit einer Vergütungsfestigkeit von rund 100 kg/mm² hergestellt. Einige weitere Angaben finden sich in Zahlentafel 4.

Panzerbleche wurden in englischen Flugzeugen mit Dicken zwischen 4,3 und 9,3 mm vorgefunden. Über die Zusammensetzung und Zugfestigkeit der Panzerbleche aus den Flugzeugen Bristol „Blenheim", Vickers „Wellington", Handley-Page „Hampden" und Fairey „Battle" gibt Zahlentafel 5 Auskunft. Der Werkstoff der Bleche 1, 2 und 4 enthält 0,24 bis 0,26 % C, 1,76 bis 1,83 % Cr, 3,6 bis 3,9 % Ni, rund 0,45 % Mo und 0,17 % V. Die Stähle der Bleche 3 und 5 haben viel kleinere Chrom-, etwas kleinere Nickel- und etwas höhere Kohlenstoff- und Molybdängehalte und sind vanadinfrei. Die Zugfestigkeiten betragen 150 bis 170 kg/mm². Das Blech 6 ist aus Manganhartstahl hergestellt. Für die Wahl dieses Werkstoffes war wohl mit ausschlaggebend, daß er unmagnetisch

Flugzeugmuster	Bauteil	Verbindungsart	Stahlart	Fertigkeitswerte	Bemerkungen
Lockheed 14 Hudson (U.S.A.)	Strebe vom Motorbock Rohr 29 × 1,6 mm	Autogen geschweißt	0,29 % C, 0,21 % Si, 0,5 % Mn, 0,93 % Cr, 0,18 % Mo, 0,011 % S	$\sigma_{0,2}$ - 62 kg/mm², σ_B - 83 ", δ_{10} - 12,5 %	etwa Flw 1452 9. Naht fast C-frei mit 0,7 % Cr und 0,15 % Mo.
	Fahrwerkstrebe, Rohr 50,8 × 3 mm	Autogen geschweißt	0,35 % C, 0,14 % Si, 0,64 % Mn, 0,95 % Cr, 0,21 % Mo, 0,019 % S.	$\sigma_{0,2}$ - 66 kg/mm², σ_B - 83 ", δ_{10} - 14,5 %	etwa Flw 1454. Fur Schweißzwecke hoher C-Gehalt. Starke Randentkohlung.
	Fahrgestellstrebe Kastenform	Autogen geschweißt	0,36 % C, 0,87 % Cr, 0,21 % Mo, 0,012 % S, 0,031 % P.	$\sigma_{0,2}$ - 103 kg/mm², σ_B - 110 ", δ_{10} - 7 %	" " " 0,15 bis 0,2 mm tiefe Randentkohlung.

Zahlentafel 2. Übersicht über den im Motorbock und Fahrwerk verwendeten Stahl (geschweißt)

Flugzeug-Muster	Bauteil	Stahlart	Festigkeitswerte	Bemerkungen
Spitfire (England)	Zylinder	~ 4 % Ni, ~ 0,6 % Cr, ~ 0,2 % Mo	Hn - 275 kg/mm², daraus Zugfestigkeit: 94 kg/mm²	Vergütet
Lockheed 14 Hudson (U.S.A.)	Kolben	0,34 % C, 0,2 % Si, 0,54 % Mn, 0,03 % P, 0,021 % S, 1,02 % Cr, 0,2 % Mo.	$\sigma_{0,2}$ - 125 kg/mm², σ_B - 134 kg/mm², δ_{10} - 5 %	entspricht Flw. 1454 Gleitfläche verchromt Dicke 0,025 mm
	Lenker	" "	Hn - 329 kg/mm², daraus Zugfestigkeit: 115 kg/mm²	Vergütetes Gesenkschmiedestück

Zahlentafel 3. Federbeine

Flugzeug-Muster	Stahlart	Festigkeitswerte	Bemerkungen
Bristol-Blenheim (England)	4,5 % Ni, 1,5 % Cr	Aus der Härte ermittelte Vergütungs-Zugfestigkeit: 100 kg/mm²	Gabel und Rohrschaft aus einem Gesenkschmiedestück. Rohrschaft aus dem Vollen gearbeitet, Gleitfläche hartverchromt, 0,05 mm Dicke
Fairey-Battle (England)	3,5 % Ni, 1,0 % Cr	" "	Jm Gesenk geschmiedet
Spitfire (England)	~3,0 % Ni, ~0,5 % Cr	Hn 281 kg/mm², daraus Vergütungszugfestigkeit: 96 kg/mm²	Stahlguß

Zahlentafel 4. Spornradgabeln

Flugzeug-Muster	Nr.	Dicke d. Bleche	Zusammensetzung C	Si	Mn	P	S	Cr	Ni	Mo	V	Zugfestigkeit
		mm	%	%	%	%	%	%	%	%	%	kg/mm²
Bristol-Blenheim	1	4,3-4,4	0,26	0,21	0,36	0,033	0,019	1,83	3,86	0,40	0,16	n. b.
	2	4,3	0,24	0,29	0,44	0,032	0,025	1,76	3,91	0,44	0,18	150 – 160
Hampden	3	4,5-4,6	0,27	0,19	0,51	0,012	0,019	0,95	3,1	0,71	—	174
Vickers-Wellington	4	6,4-6,5	0,28	0,28	0,50	0,023	0,022	1,76	3,64	0,44	0,17	170
Hampden	5	9,2-9,3	0,29	0,20	0,57	0,024	0,024	1,1	3,62	0,53	—	172
Fairey-Battle	6	4,5	1,15	0,36	13,3	n. b.	n. b.	—	—	—	—	102 (δ_5 = 44 %)

Zahlentafel 5. Zusammensetzung und Zugfestigkeit englischer Panzerbleche

Nr. der Bleche	Dicke der Bleche	Verhalten bei Beschuß	Bemerkungen
1	4,3	200 m, SS, 90°: 4 Treffer, 4 Durchschüsse; 30 m, SmK, 45°: 4 " , alle angerissen, 2 mit Ausbruch.	starker Ausbruch, kleine Verformung. Grober, geschichteter Bruch (Seigerungen). Ferritreste im Vergütungsgefüge.
2	4,3	30 m, SmK, 57°: 1 Treffer, 1 Durchschuß mit kl. Ausbruch.	
3	4,5	200 m, SS, 90°: 5 Treffer, 5 Durchschüsse mit Ausbruch.	grobes Vergütungsgefüge, entsprechend grober und spröder Bruch
4	6,5	30 m, SmK, 42,5°: 4 Treffer, 2 gut, 2 Durchschüsse; " " 40°: 3 " , 3 gut	
5	9,2	30 m, SmK, 65°: 2 Treffer, 2 Durchschüsse; " , " , 62,5°: 5 Treffer, 5 gut	grobes Vergütungsgefüge, entsprechend grober und spröder Bruch
6	4,5	200 m, SS, 90°: Durchschüsse über Kalibergröße, starke kreisförmige Ausbrüche ohne Verformung des Bleches.	Mn-Hartstahl völlig ungeeignet, da zwar bei statischer Beanspruchung zäh, bei Schußbeanspruchung aber äusserst spröde.

Zahlentafel 6. Eigenschaften englischer Panzerbleche

ist, und daß man auf Grund seiner Zähigkeit und Kalthärtbarkeit ein gutes Verhalten bei Beschuß erwartete. Beschußversuche scheinen vor der Wahl des Werkstoffes nicht ausgeführt worden zu sein, denn ihre Ergebnisse hätten nach Zahlentafel 6 den Nachweis der Unbrauchbarkeit des Mangan-Hartstahles für Panzerbleche erbringen müssen. Es ist bemerkenswert, daß dieser Stahl, der bei langsamer Formänderung ein hohes Formänderungsvermögen hat, sich bei Beschuß spröde verhält. Es treten häufig Durchschüsse mit Ausbrüchen auf. Die übrigen Bleche haben zum Teil ein grobes, geschichtetes Bruchaussehen, was im Zusammenhang mit Kristallseigerungen stehen dürfte, oder Ferritreste im Vergütungsgefüge, oder ein grobes Vergütungsgefüge und ein entsprechend sprödes Verhalten beim Bruch.

Aus der Höhe des Phosphor- und Schwefelgehaltes der englischen Panzerbleche ergibt sich der Schluß auf ihre wahrscheinliche Herstellung aus S. M.-Schmelzen. Die Bleche sind höher und abweichend von den deutschen Blechen legiert, erreichen aber deren Güte nicht. Auf einen weitergehenden Vergleich der englischen mit deutschen Panzerblechen muß hier naturgemäß verzichtet werden.

Abschließend seien noch einige Besonderheiten angeführt. Die Flügelrippen des Flugzeuges Morane-Saulnier bestanden aus 1,5 mm dicken, durch Punktschweißen verbundenen Gurt- und Stegblechen aus 18/8 Cr-Ni-Stahl. Zur Sicherung der Punktschweißverbindung waren noch Schrauben eingezogen. Das gleiche Flugzeug hatte eine Spornkufe aus Stahl mit 0,35 % C, die aber nicht mit einer Hartlegierung, sondern mit einem sehr weichen, fast kohlenstofffreien Stahl aufgeschweißt war. In diesem Falle liegt offenbar ein Versehen vor. — Der Ölkühler der „Blenheim" besteht aus Messingblech. Die beiden Bleche der einzelnen Lamellen sind am Rande durch Bördeln und Weichlöten, im übrigen durch Nieten verbunden. Die Niete bestehen aus Kupfer und haben eine Ringbeilage aus Stahl. Zur Dichtung der Verbindung Kupferniet, Stahlring, Messingblech ist noch Weichlot aufgetragen worden. Bei dieser Verbindung handelt es sich wohl um eine Improvisation.

Für ihre Beteiligung an der Durchführung der Prüfungen ist den Deutschen Edelstahlwerken, Krefeld, der Fried. Krupp A. G., Essen, und dem Zentralprüflaboratorium der DVL, Adlershof, zu danken. Die Abb. 5 bis 7 sind einem Hinweis von Dr.-Ing. habil. *F. Bollenrath* zu danken.

Zusammenfassung

Die Ergebnisse von einigen Werkstoffuntersuchungen an Panzerplatten sowie Stahlbauteilen aus dem Rumpf, den Tragflügeln und dem Fahrwerk vorwiegend englischer sowie amerikanischer und auch französischer Beuteflugzeuge werden behandelt. Die Engländer und besonders die Franzosen bevorzugen häufig unnötig hoch legierte, bei uns nur noch selten verwendete Nickel-Chrom-Stähle ohne oder mit Zusätzen von Molybdän, während die Amerikaner den deutschen Fliegwerkstoffen entsprechende Chrom-Molybdän-Stähle benutzen und schweißen. Die englische Abneigung gegen das Schweißen bestätigt sich. — Englische Panzerbleche sind besonders mit Nickel hoch legiert, ohne die Güte der abweichend legierten deutschen Bleche zu erreichen.



Bild: JFM

Polieren der Naben von Junkers-Ganzmetall-Luftschrauben



Bild: DB.

Zerstörer Messerschmitt Me 110 mit Daimler-Benz-Motoren

Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder

für stabartige Bauteile aus Cr-Mo-Stahl, Duralumin, Hydronalium und Elektron

von Dipl.-Ing. E. GASSNER und Ing. H. PRIES

Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Mit dem vorliegenden Aufsatz setzen wir unsere Veröffentlichungen über die Fragen der Zeit- und Dauerfestigkeit fort. Dem Konstrukteur werden die Ergebnisse Anhaltspunkte für die Bemessungen zeit- oder dauerbeanspruchter Bauteile liefern, während sie dem Werkstoffprüfer bei der Beurteilung neuer Werkstoffe als Vergleichsgrundlage nützlich sein dürften. Zur bequemen Handhabung der in Form von Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubildern dargestellten Ergebnisse haben wir uns entschlossen, die Schaubilder dem vorliegenden Heft als Anlage beizugeben.

Die Schriftleitung

Vorbemerkungen

Im Rahmen einer Forschungsarbeit über die Betriebsfestigkeit von Flugzeugbauteilen war es notwendig, u. a. die Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder für quergebohrte Rohre und für gebohrte Flachstäbe aus verschiedenen Fliegwerkstoffen aufzustellen. Da im Schrifttum bisher für solche Schaubilder nur vereinzelt Angaben anzutreffen sind [1] bis [7][1]), andererseits aber immer wieder die Notwendigkeit solcher Schaubilder betont wird [2], [9], werden sie nachfolgend zugleich mit den Wöhlerlinien, aus denen sie gewonnen wurden, wiedergegeben. — Aus solchen Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubildern können natürlich noch nicht unmittelbar Bemessungsregeln für Teile des normalen Flugzeugbaus entnommen werden [10]; denn sie gelten nur für solche Teile,

[1]) *Die in eckigen Klammern stehenden Ziffern verweisen auf die Schrifttumübersicht am Schluß der Arbeit.*

Zahlentafel 1. Werkstoffe der Versuchsstücke

Versuchsstück[1])	Markenbezeichnung des Werkstoffs	Art	Flieg-werkstoff	$\sigma_{B,Flieg}$ [2]) ($\sigma_{B,eff}$)[3])	$\sigma_{0,2\,Flieg}$ [2]) ($\sigma_{0,2\,eff}$)[3])	σ^0 (10^8) ungekerbt	σ^0 (10^8)[4]) gekerbt
Rohr	Stahl VCMO 125	Cr-Mo	1452.9	60,0 (70,0)	48.0 (53,5)	± 25	± 7,0
Flachstab				60,0 (67,5)	48,0 (50,0)	± 33	± 25,5
Rohr	Duralumin ZB 1/3	Al-Cu-Mg	3115.5	42,0 (46,5)	30,0 (32,8)	± 6	± 4,0
Flachstab	Duralumin 681 b		3115.4	40.0 (45,5)	25,0 (33,0)	± 10,5	± 9,5
Rohr	Duralumin DM 31		3125.5	46,0 (49,0)	35,0 (33,0)	± 5,5	± 4,0
Flachstab			3125.4	43,0 (48,5)	27,0 (37,0)	± 10,5	± 9,0
Rohr	Hydronalium Hy 9	Al-Mg	3315.7	35,0 (35,0)	26,0 (26,0)	± 5	± 3,7
Rohr	Elektron AZM	Mg-Al	3510.2	28,0 (25,0)	16,0 (16,0)	± 4	± 2,2

[1]) *Vgl. Abb. 1.* [2]) *Kleinstwerte nach dem Fliegwerkstoff-Handbuch des RLM.* [3]) *Kleinstwerte aus 10 Zerreißversuchen mit Normal-Probestäben aus der Rohrwand bzw. aus 3 Zerreißversuchen mit Flachstäben.* [4]) *Werte aus den nachfolgenden Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubildern.*

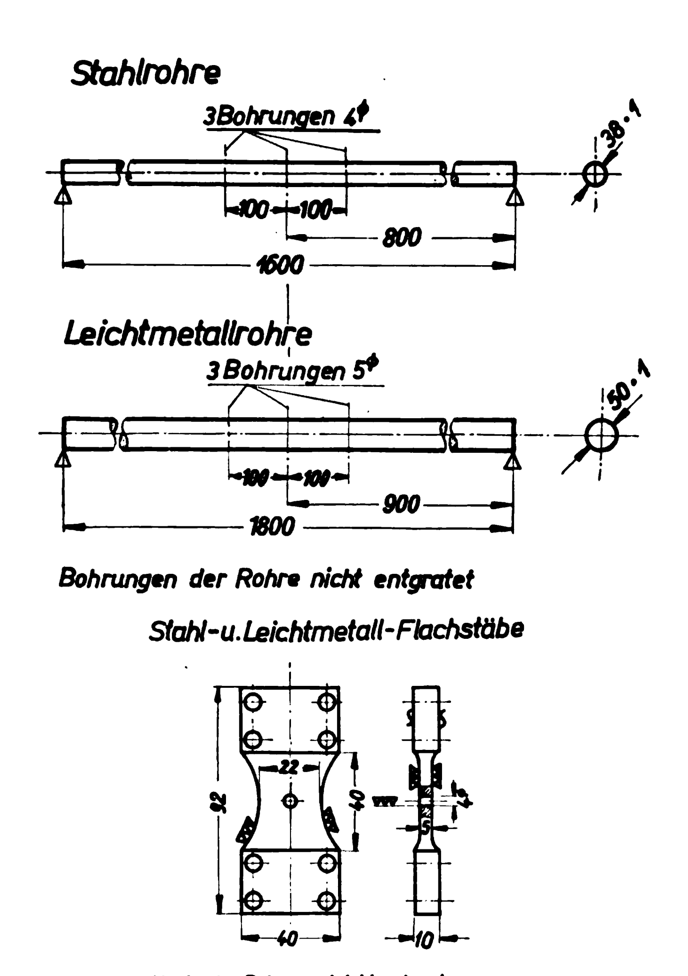


Abb. 1. Versuchsstücke

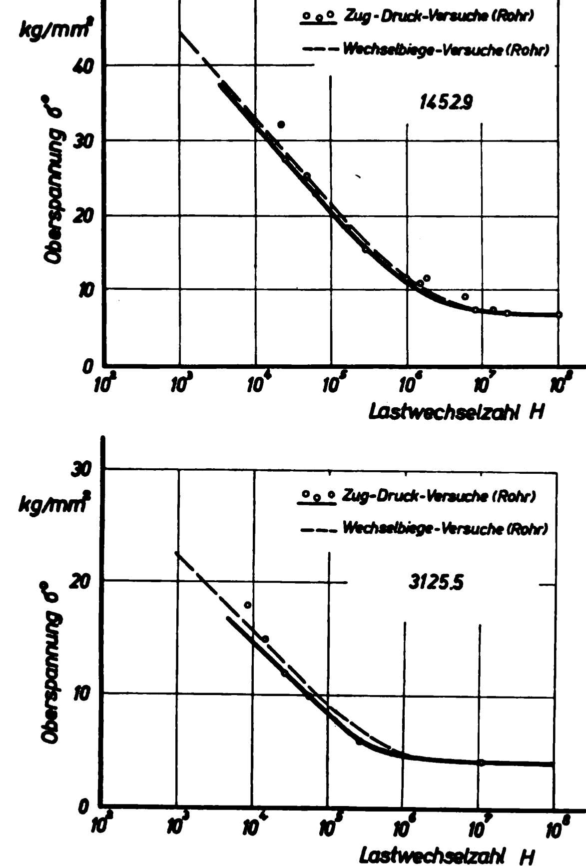


Abb. 2. Wöhlerlinien für quergebohrte Rohre aus 1452.9 und 3125.5 bei Wechselbiegung und Zug-Druck

deren Betriebsbeanspruchungen im wesentlichen zwischen zwei gleichbleibenden Lastgrenzen pendeln. Sie kommen in Frage für vergleichende Festigkeitsbetrachtungen; darüberhinaus können sie bei der Bemessung von Tragwerkteilen für Hub- und Tragschrauber Verwendung finden.

Die angegebenen Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder beziehen sich z. T. auf Rohre mit nichtentgrateten Querbohrungen und zugblanker Oberfläche, z. T. auf Flachstäbe mit sauber geschlichteter Oberfläche und sauber aufgeriebener Bohrung (Abb. 1). Das Rohr wurde als Beispiel für einfache Bauteile gewählt, weil es bezüglich seiner Wiederholungsfestigkeit etwa mit einem genieteten oder einem stumpfgeschweißten Bauteil verglichen werden kann [1].

Die für das Rohr angegebenen Festigkeitswerte entstammen Wechsel b i e g e - Versuchen; nichtsdestoweniger werden sie als Z u g - D r u c k - Festigkeitswerte angesprochen. Das ist gerechtfertigt, weil das Verhältnis des Rohrdurchmessers D zur Rohrwandstärke s sehr groß ist, nämlich $D : s = 38$ bei den Stahlrohren, $D : s = 50$ bei den Leichtmetallrohren; somit ist der Bereich in der Nachbarschaft der Querbohrungen praktisch mit einem gebohrten, zug-druckbeanspruchten Stab vergleichbar (Durchmesser der Bohrung $d = 4$ mm bei den Stahlrohren, $d = 5$ mm bei den Leichtmetallrohren). Vergleichsversuche, die stichprobenartig mit gleichartigen Versuchsstücken bei tatsächlich reinem Zug-Druck durchgeführt wurden, bestätigen dies (Abb. 2).

Die für den Flachstab angegebenen Festigkeitswerte sind W e c h s e l b i e g e - Festigkeitswerte.

Für die Rohrversuche wurden die Fliegwerkstoffe 1452.9 (Cr-Mo-Stahl), 3115.5 (Duralumin ZB 1/3), 3125.5 (Duralumin DM 31), 3315.7 (Hydronalium Hy 9) und 3510.2 (Elektron AZM) benutzt; die Flachstabversuche beschränkten sich auf 1452.9 (Cr-Mo-Stahl), 3115.4 (Duralumin 681 b) und 3125.4 (Duralumin DM 31). Die kennzeichnenden Festigkeitswerte

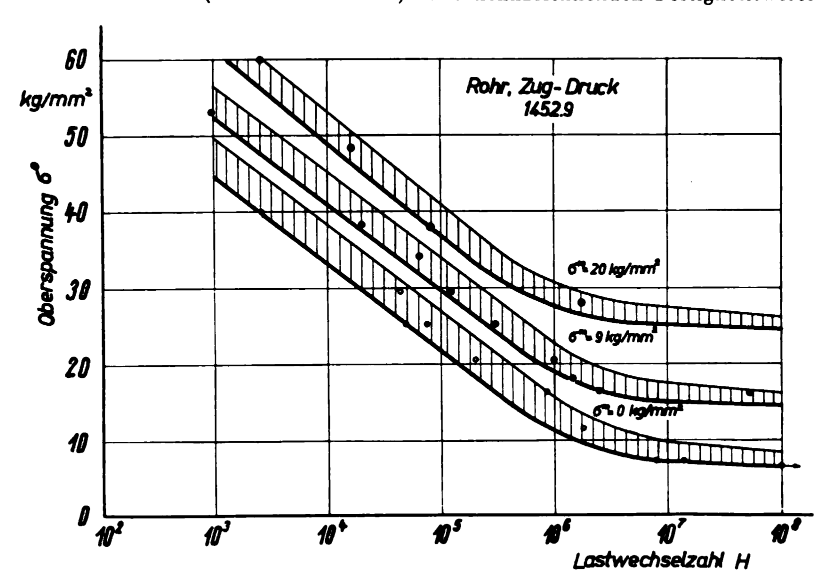


Abb. 3. Wöhlerlinien für quergebohrte Rohre aus 1452.9 bei Zug-Druck

der Werkstoffe sind in der Zahlentafel 1 angegeben.

Zur Durchführung der Rohrversuche diente im Lastwechselbereich $> 10^4$ das DVL-Biegeschwinggerät, im Lastwechselbereich $< 10^4$ die DVL-Wechselwinde [10] mit 16 Einzellasten, die so abgestuft waren, daß etwa dieselbe Lastverteilung wie bei den Schwingungen im vorgenannten Biegeschwinggerät vorlag; danach erfolgten die Versuche im Bereich $> 10^4$ unabhängig von der Lasthöhe etwa mit der Eigenfrequenz der Versuchsstücke, d. h. etwa mit 2000 bis 2800/min. Im Bereich $< 10^4$ betrug die Deformationsgeschwindigkeit 10 mm/s; das führte bei den in Frage kommenden Deformationen zu Lastwechselzahlen zwischen etwa 5 und 25/min. Eine bestimmte Aussage darüber, ob die verschiedenen Belastungsgeschwindigkeiten des unteren bzw. oberen Lastwechselbereichs sich merklich auf die Versuchsergebnisse auswirkten, kann bei den angegebenen Streubereichen nicht gemacht werden. — Die Stichprobenversuche mit zug-druckbeanspruchten Rohren wurden in einem Zug-Druck-Pulser, Bauart *Schenck-Erlinger*, durchgeführt [8]; hier erfolgte die Belastung unabhängig von der Lasthöhe mit einer Lastwechselzahl von etwa 3000/min.

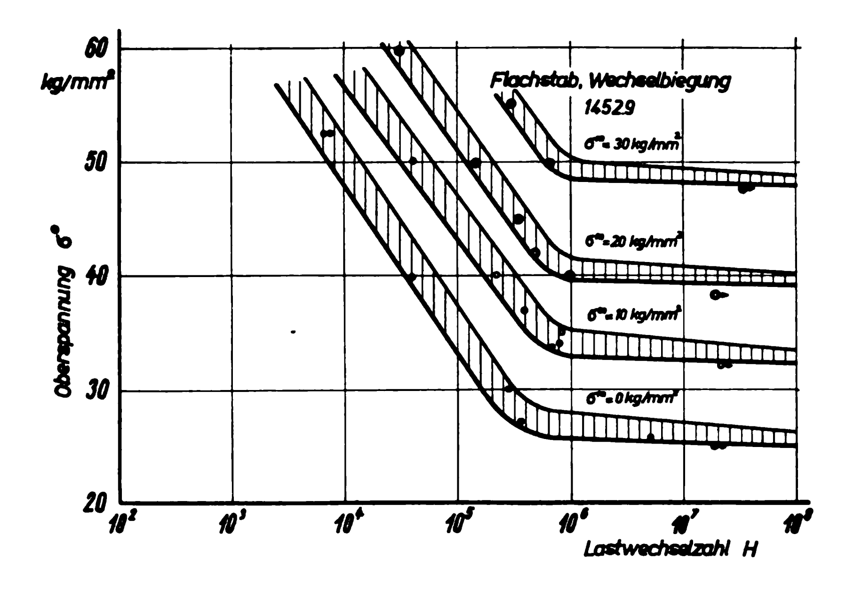
Zur Durchführung der Flachstabversuche dienten DVL-Planbiegemaschinen [8]; auch hier erfolgte die Belastung unabhängig von der Lasthöhe, jedoch mit der Lastwechselzahl 1200/min.

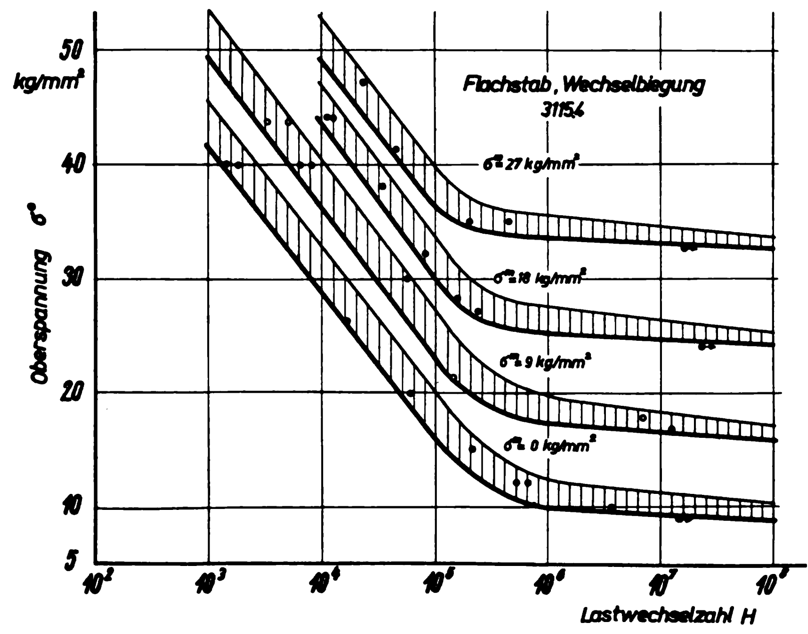
Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder

Mit den Versuchsstücken wurden Zeit- und Dauerfestigkeitsversuche für bestimmte Mittelspannungen σ_m durchgeführt[2]). Die unteren Grenzlinien der dabei aufgenommenen Streubereiche sollen als gefundene Wöhlerlinien gelten (vgl. Abb. 3 bis 10). Die Versuche umfassen den Bereich 10^3 bis 10^8 Lastwechsel, schließen also das Gebiet der „Zeitfestigkeit" ein.

Aus diesen Wöhlerlinien wurden in bekannter Weise Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder in der Darstellungsweise nach *Smith* entwickelt und auf den Schaubildern der diesem Aufsatz beigefügten Anlage wiedergegeben. Wie bei den Darstellungen von *Stromeyer* [3] enthalten sie jeweils die Lastwechselzahl *H* als Parameter. Darüber hinaus wurden in den einzelnen Schaubildern noch Linien konstanten Mittellast-Viel-

[2]) *Die Durchführung der Versuche erfolgte durch Ing. A. Luttner.*





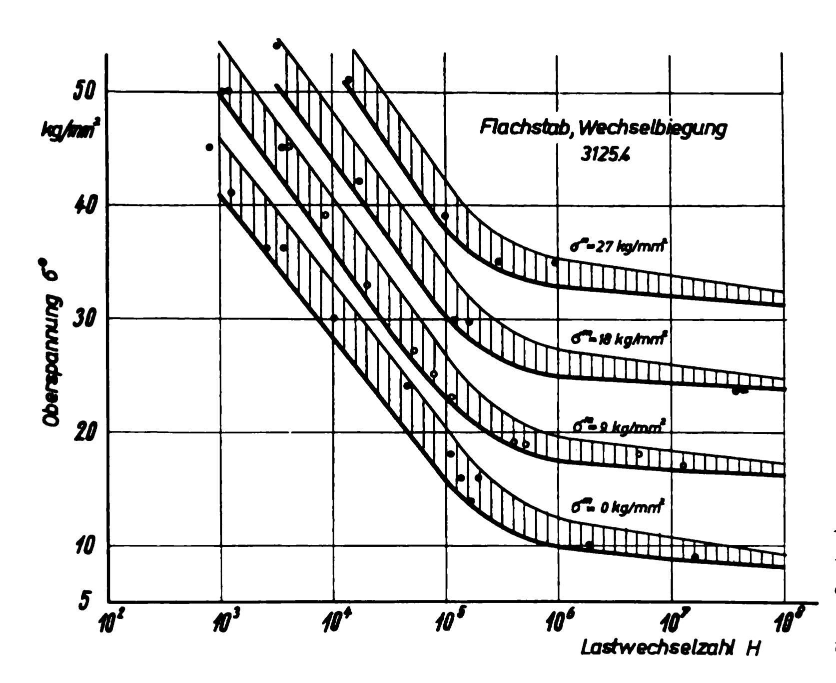


Abb. 4, 5 u. 6. Wöhlerlinien für gebohrte Flachstäbe bei Wechselbiegung
oben aus Fliegwerkstoff 1452.9
Mitte aus Fliegwerkstoff 3115.4
unten aus Fliegwerkstoff 3125.4

fachen $\mu = \frac{\sigma^o}{\sigma^m} = 2, 3, 4, 5$ und 6 gesondert eingetragen. Damit können aus den Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubildern leicht Wöhlerlinien bei vorgegebenen Mittellast-Vielfachen abgegriffen werden.

Schrifttumsübersicht

Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder enthalten die Arbeiten:

[1] *Bollenrath, F., und Cornelius, H.: Zeit- und Dauerfestigkeit einfach gestalteter metallischer Bauteile. — Z. VDI Bd 84 (1940), S 407/412.*

[2] *Bollenrath, F., und Cornelius, H.: Zeit- und Dauerfestigkeit ungeschweißter und stumpfgeschweißter Chrom-Molybdän-Stahlrohre bei verschiedenen Zugmittelspannungen. — Stahl u. Eisen Bd 58 (1938), S 241/245.*

[3] *Stromeyer, C. E.: Fatigue of metals. — South Wales Inst. Eng., Cardiff, Bd 38 (1922), S 285; Iron Coal Trades Rev. I (1922), S 822.*

Dauerfestigkeitsschaubilder wurden angegeben in:

[4] *Herold, W.: Wechselfestigkeit der im Automobilbau verwendeten Stähle. — Autom.-techn. Z. Bd 36 (1933), S 4/5 und 40/42.*

[5] *Arbeitsblätter Nr. 1 bis 5 des Fachausschusses für Maschinenelemente beim VDI.*

[6] *Pomp, A., und Hempel, M.: Dauerfestigkeitsschaubilder von Stählen unter Berücksichtigung der Prüfstabform. — Mitt. K.-Wilh.-Inst. Eisenforschg. Bd 18 (1936), S 1/14.*

[7] *Thum, A., und Buchmann, W.: Kerbempfindlichkeit von Stählen. — Arch. Eisenhüttenw. Bd 7 (1933/34), S 627/635.*

Dauerprüfmaschinen sind behandelt in [10] und in:

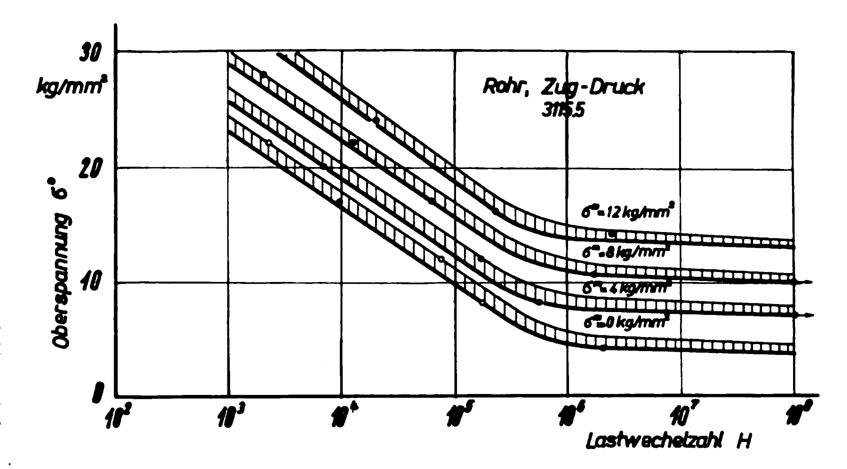
[8] *Oschatz, H.: Prüfmaschinen zur Ermittlung der Dauerfestigkeit. — Z. VDI Bd 84 (1936), S 1433/1439.*

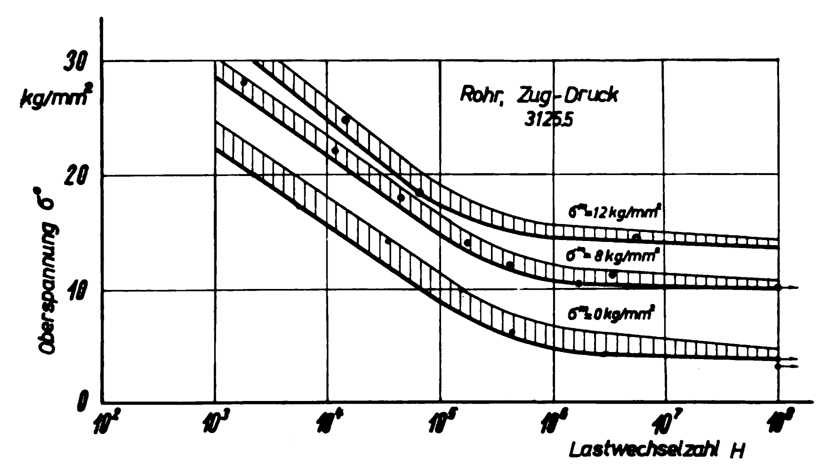
Auf die Notwendigkeit von Zeitfestigkeitsversuchen wird insbesondere hingewiesen in [2] und in:

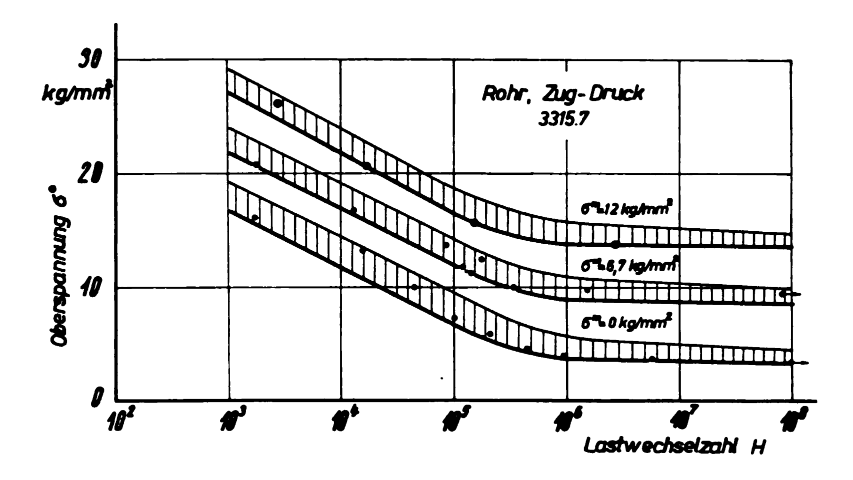
[9] *Thum, A., und Bautz, W.: Zeitfestigkeit. — Z. VDI Bd 81 (1937), S 1407/1412.*

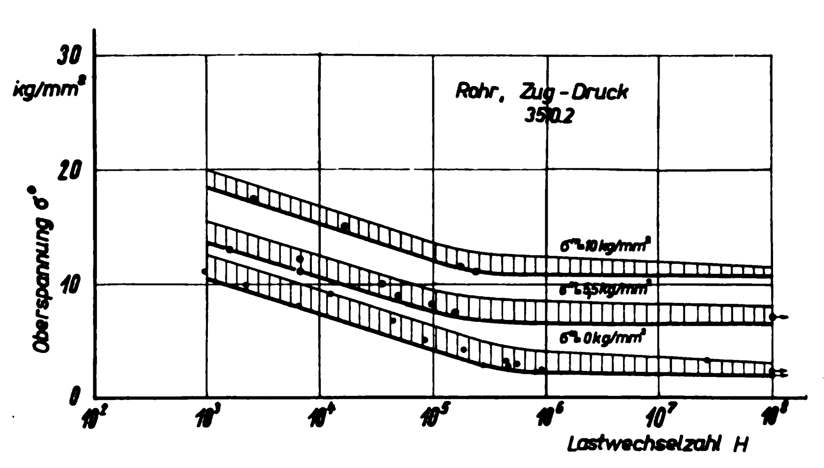
Neuere Festigkeitsversuche des Flugzeugbaus sind beschrieben in:

[10] *Gaßner, E.: Festigkeitsversuche mit wiederholter Beanspruchung im Flugzeugbau. — Luftwissen Bd 6 (1939), S 61/64.*









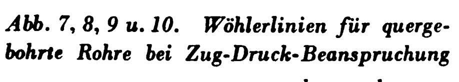


Abb. 7, 8, 9 u. 10. Wöhlerlinien für quergebohrte Rohre bei Zug-Druck-Beanspruchung von oben nach unten aus Fliegwerkstoff 3115.5, 3125.5, 3315.7 und 3510.2

Werkstoffe für Flugmotorengetriebe

Aus der bei dem Preisausschreiben 1938/39 der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung ausgezeichneten Arbeit von Dipl.-Ing. Ernst Rossow, Dessau, werden im folgenden die wichtigsten Gedankengänge mitgeteilt. *Dr. Lö.*

Vorbemerkung: Bisherige Berechnungen der Zahnräder unter der Annahme statischer Belastung entsprachen nicht den tatsächlichen Beanspruchungen. Sie gaben aber trotzdem einen brauchbaren Vergleich der Werkstoffe, bei dem Stahl als der für hochbelastete Räder günstigste Werkstoff erschien. Genauere Berechnungen können bei Berücksichtigung der Werkstoffeigenschaften bei dynamischer Belastung geschaffen werden.

Die im Motorenbau verwendeten Zahnräder lassen sich in drei Gruppen einteilen.

1. Gering beanspruchte Räder in Nebentrieben. Sie geben im allgemeinen keine Schwierigkeiten und werden daher hier nicht besonders behandelt.
2. Auf Kraftübertragung beanspruchte Räder.
3. Durch die Umfangskraft gering, durch Wärme dagegen hochbelastete Räder — wie z. B. meist der Laderantrieb.

Beanstandungen an Zahnrädern

Entsprechend den Anwendungsgebieten sind die Hauptbeanstandungen Brüche und Verschleißerscheinungen. Brüche nehmen ihren Ausgang meist vom Zahn her und gehen dann entweder zur Nabe weiter oder führen unter Abbiegen oder Vereinigung mit einem weiteren Anriß zum Ausbrechen eines oder mehrerer Zähne.

Verschleißerscheinungen, die bei häufigem Rückmontieren des Motors rechtzeitig bemerkt werden können, äußern sich vor allem in einem Ausbröckeln der Zahnflanke und in einer Abnutzung des Zahnkopfes. Beginnende Ausbröckelungen können bei geringerer Belastung und besserer Schmierung wieder verschwinden. Starke Abnutzung bei einsatzgehärteten Rädern ist häufig durch im Betrieb eintretende Härteminderung verursacht.

Allgemeinübliche Berechnungsweisen

Berechnung auf Festigkeit

Für die Berechnung auf Festigkeit, die im allgemeinen Maschinenbau statisch erfolgt, wird angenommen, daß die gesamte Umfangskraft am Zahnkopf angreift. Es ergibt sich

$$c = \frac{U}{b \cdot t},$$

worin U die Umfangskraft, b die Zahnbreite, t die Zahnteilung und c eine von der statisch bestimmten Biegefestigkeit abhängige Konstante bedeuten.

Diese Berechnung berücksichtigt die Möglichkeit des Eckenbruches nicht. Setzt man $b/t = \Psi$, so wird

$$t^2 = \frac{U}{\Psi \cdot c},$$

wobei unter Voraussetzung gleicher Sicherheit gegen Kopf- und Eckenbruch Ψ mit 2,5, bei sehr sorgfältiger Bearbeitung bis 6,5, gewählt werden kann.

Die Umfangskraft U setzt sich zusammen aus der Umfangskraft des Nutzdrehmomentes, den Massenkräften und den Stoßkräften. Werkstoffmäßig ist außer Leichtbau und Verwendung spezifisch leichter Werkstoffe zum Niedrighalten der Umfangskraft noch das Einschalten von Unterlagen aus federnden oder stark dämpfenden Werkstoffen, z. B. Gummi, zu erwägen. Bei gering belasteten Rädern kommt unter Umständen Kunststoff, Hartgewebe und Hartpapier wegen des geringen Gewichtes in Frage.

Berechnung auf Verschleiß

Die Berechnung der Zahnräder auf Verschleiß folgt der für Rollenlager üblichen. Bestimmt wird die höchstzulässige Belastung k, die von der Krümmung ϱ der aufeinanderarbeitenden Flanken abhängt. Bei Wälzlagern rechnet man für die höchste auftretende Kraft P mit

$$k = \frac{P}{2\,\varrho \cdot b}.$$

Der Faktor k, für den nur wenig Erfahrungen vorliegen, steigt mit dem Quadrat der Brinellhärte und nimmt mit zunehmenden Gleit- und Rollgeschwindigkeiten rasch ab.

Durch Umformen obiger Formeln kann man schreiben:

$$k = C \cdot c \cdot (1/z_1 \pm 1/z_2),$$

d. h. das zulässige k ist abhängig von der Belastungszahl v und von den Kehrwerten der Zähnezahlen z_1 und z_2, insbesondere von der Zähnezahl z_1 des Kleinstrades. Die Konstante C ergibt sich aus der Zahnform, für Normalverzahnung nach DIN 867 wird z. B. $C = 2/\sin 2\beta$.

Berechnung auf Erwärmung

Infolge des Gleitens der Zahnflanken aufeinander wird ein Teil der übertragenen Leistung in Wärme umgesetzt; zu dieser durch die Reibungsarbeit entstandenen und aus dem Wirkungsgrad abschätzbaren Wärmemenge tritt unter Umständen noch eine zusätzliche Erwärmung durch Abführen von Wärmeleistung der Lager durch die Welle über die Nabe auf den Zahnkranz.

Die im Maschinenbau übliche Begrenzung der Temperatur des Schmieröls mit 70° C kann im Flugmotorenbau meist aus anderen Gründen nicht gehalten werden. Dem ist bei der Auswahl der Werkstoffe Rechnung zu tragen.

Bezieht man die Reibungsarbeit auf einen Zahn des kleinen Rades von z Zähnen und auf den Zentimeter Zahnbreite, so ergibt:

$$w' = \frac{U \cdot (n_1 \pm n_2)}{b \cdot z}$$

ein Vergleichsmaß für beliebige Getriebe (n_1 und n_2 sind die Drehzahlen der beiden Zahnräder). Der Erfahrungswert soll bei gut gekühlten Flugmotorgetrieben 30000 nicht überschreiten.

Die verwendeten Werkstoffe

Gußeisen. Die Berechnung der zulässigen Belastung der einzelnen Räder ist im allgemeinen Maschinenbau vom Gußeisen ausgegangen. Die Verwendung von Gußeisen ist im Flugmotorenbau nicht üblich, da im Flugmotor im Gegensatz zum allgemeinen Maschinenbau immer an den Zahnflanken bearbeitete Räder verwendet werden. Es ist jedoch zweckmäßig, die Zahnradwerkstoffe in Übereinstimmung mit der allgemeinen Berechnung zunächst mit der Betrachtung des Gußeisens zu beginnen.

Für handelsüblichen Guß rechnet man mit $c = 15$, für hochwertigen Guß mit $c = 30$. Der Wert $c = 30$ entspricht bei der allgemeinüblichen Annahme $c = 0{,}065\, k_b$ einer Biegefestigkeit k_b von 460 kg/cm².

Für die Streuung der kennzeichnenden Größen des Werkstoffes sind Untersuchungen nur in wenigen Fällen veröffentlicht. Bei der grundsätzlichen Bedeutung, die die Bewertung der Streuungswerte für die Bewertung der Versuchsbewährung hat, sei an einem von Krupp mitgeteilten Beispiel auf den Einfluß der Streuung eingegangen. Aus den veröffentlichten Werten kann für das Auftreten der einzelnen Festigkeitswerte bei Ge 18 ungefähr folgende Verteilung angenommen werden:

Festigkeit:	12	14	16	18	20	22	24	26 kg/cm²
Häufigkeit:	1	3	9	13	35	30	7	2 %



Aus der Aufstellung ist zu ersehen, daß die rechnerisch zugrunde gelegte Zugfestigkeit von 18 kg/mm², aus der sich die zugrunde gelegte Biegefestigkeit ergibt, bei der vorliegenden Gußsorte in 87 % aller Fälle erreicht oder übertroffen wurde, und daß 96 % aller untersuchten Proben mit einer bei Guß unbedingt in Rechnung zu setzenden Ungenauigkeit den Sollwert erreichen, während etwa 1 % eine Minderfestigkeit von fast einem Drittel des Sollwertes aufweist.

Wesentlich ist also, daß man sich diese Einflüsse bei der Bewertung von Entwicklungsversuchen hochwertiger Werkstoffe vor Augen hält und sich darüber klar ist, daß die glückliche Durchführung eines Versuches auch mit nachfolgendem Kontrollversuch keinen sicheren Maßstab für die Einführung in die Serie geben kann, wenn die Belastung eines Teiles absichtlich bis an die Grenze getrieben wird, sondern daß in diesem Falle eine häufigkeitsmäßige Untersuchung erforderlich ist. Die Belastung muß auf Grund dieser Untersuchung dann entweder nach der unteren Streugrenze gelegt werden, oder aber es muß eine gewisse Anzahl von Ausfällen mit in Kauf genommen werden.

Sonderguß. Sonderguß, wie ihn z. B. Ford für Kurbelwellen verwendet, und Temperguß nähern sich in ihren Festigkeitswerten bereits denen unlegierten Stahls. Für unlegierten Stahlguß kann bei der festigkeitsmäßigen Berechnung gesetzt werden $c = 40$.

Ford verwendet den Schleuderguß serienmäßig für verschiedene Differential- und Getrieberäder, wobei er einen Stahl mit 0,4 % C, 0,75 % Mn, 1 % Cr und 0,5 bis 1,5 % Kupfer, also ein wesentlich kohlenstoffärmeres Material als für Kurbelwellen, verwendet. Grundsätzlich ist es möglich, im Stahlguß jeden im Schmiedeverfahren üblichen Stahl zu verwenden, selbst ein Einsetzen der gegossenen Räder ist möglich und soll in den Vereinigten Staaten auch bereits geschehen sein. Bei Flugmotoren dürfte für festigkeitsmäßig geringer, durch Wärme dagegen hochbeanspruchte, Zahnräder der Stahlguß als Schleuderguß unter Voraussetzung genügender Stückzahlen Aussichten besitzen.

Unlegierter Stahl. Die Verwendung dieser Stahlgruppe für Flugmotorengetriebe erscheint zwecklos, da bei den kleinen in Frage kommenden Abmessungen der Preisunterschied gegenüber schwach legierten Vergütungsstählen im Rohling nicht ausschlaggebend ist, bei richtiger Arbeitsfolge auch die Bearbeitungskosten nicht wesentlich verschieden sind und so der Übergang auf die Gruppe der schwach legierten Vergütungsstähle den Vorteil einer im Werkstoff liegenden Leistungsreserve bei tragbaren Mehrkosten besitzt.

Legierter Stahl. Die für Flugmotorengetriebe in Verwendung befindlichen Stähle sind fast ausschließlich legierte Einsatz- und Vergütungsstähle, an die folgende Ansprüche gestellt werden: Die Stähle sollen möglichst geringen Gehalt an nichtmetallischen Einschlüssen, wie Schlacken, Oxyden, Sulfiden haben, sie sollen ferner möglichst seigerungsfrei sein.

Zu beachten ist bei der Formgebung der Radrohlinge der Einfluß der Querfaser. Bei Herstellung von der Stange sind alle Zähne auf Querfaser und damit ungünstig beansprucht. Bei Übergang auf vorgeschmiedete Scheiben läßt sich unter Erhöhung der Herstellungskosten die Querfaser weitgehend vermeiden. Die vollkommenste Lösung ist die Herstellung des Zahnrades in einem Gesenk, in dem die Zähne bereits ausgearbeitet sind. Derartige Zahnradrohlinge sind beispielsweise in den Vereinigten Staaten und auch in Deutschland hergestellt worden.

Vergütungsstahl. Die legierten Vergütungsstähle haben gegenüber den Einsatzstählen den Vorteil, daß bei niederen Festigkeitsstufen die Warmbehandlung völlig am Rohling vorgenommen werden kann, so daß das Rad aus dem Rohling spanabhebend bearbeitet werden kann. Bei hohen Festigkeiten fällt dieser Vorteil wegen der Schwierigkeit des Bearbeitens weg.

Zahlentafel 1. Vergütungsstähle der Fliegnorm 1935 und 1938 (abgerundete Werte)

Flw.	C %	Cr %	Ni %	Mo %	kg/mm²	kg/mm²	%
1411	0,36	0,5	1,5	0	56	80	14
1412	0,28	0,75	2,5	0	55	80	12
1413	0,36	0,75	2,5	0	61	88	10
1414	0,24	0,75	3,5	0	65	90	9
1415	0,31	0,75	3,5	0	73	100	10
1420	0,35	1,5	4,3	0	80	110	8
1420					(100)	150	5
1422	0,3	1,3	3,0	1 Mo + W	100	130	8
1452	0,25	1,0	0	0,2	70	100	8
1454	0,35	1,0	0	0,2	65	100	7
1455	0,42	1,0	0	0,2	70	100	6
					135	(160)	5
1456	0,3	2,5	0	0,3 0,3 V	80	110	8
1458	0,4	2,2	0	> 0,3	(100)	165	(5)
1460	0,3	2	2	0,3	100	130	7
1610	0,5	1	0	0 0,2 V	100	130	6

Bis vor wenigen Jahren wurden als legierte Stähle fast nur Nickel- und Chromnickelstähle, die gegebenenfalls bei der hohen Beanspruchung noch geringe Zusätze von Molybdän Vanadin oder Wolfram enthielten, verwendet. Für den zu wählenden Stahl und die zu wählende Vergütungsstufe gilt, daß mit steigender Abmessung und mit steigender Festigkeit zu höheren Legierungsgehalten gegangen werden muß. Als Austausch für die hoch nickelhaltigen Stähle haben sich Chrommolybdän- und Chromvanadinstähle bewährt, bei starken Abmessungen und höchster Festigkeit wird auch ein Chromnickelmolybdänstahl mit herabgesetztem Nickelgehalt verwendet.

Die Zahlentafel 1 zeigt die in der Ausgabe 1935 und 1938 der Fliegnorm vorgesehenen Vergütungsstähle, wobei bemerkt werden muß, daß für Zahnräder über die in der Fliegnorm vorgesehenen Festigkeitsstufen bei sämtlichen Stählen aus Verschleißgründen, hinausgegangen werden kann, und daß die in der Ausgabe 1938 aufgenommenen Cr-Mo-Stähle praktisch nicht anlaßspröde sind. Die in Deutschland verwendeten Stähle entsprechen weitgehend den im Ausland verwendeten Stahlsorten.

Eine Oberflächenhärtung ist bei genügend großen Rädern auch bei Vergütungsstählen möglich durch Anwendung des Doppel-Duroverfahrens oder der Toccohärtung. Bei diesen Verfahren wird am fertigen Zahnrad durch schroffe Aufheizung mittels Azetylenflamme (Doppel-Duro) oder mittels elektrischer Induktionsheizung (Tocco) die Oberfläche des Stahles auf Härtetemperatur gebracht, während der Kern kalt bleibt und damit seine vorherige Vergütungsstufe behält.

Einsatzstähle. Während an der Oberfläche eines Vergütungsstahles Härten von 53 bis 58 RC erzielt werden können, gelingt es in der hochgekohlten Randschicht eines Einsatzstahles leicht, Härten bis zu 67 RC zu erhalten. Die Verwendung von etwa 62 RC kann als allgemeinüblich angesehen werden. Der unlegierte Einsatzstahl hat gegenüber dem legierten nur wenig Vorteile, so daß er selten verwendet wird. Die größere Härte, die er beim Abschrecken zu erzielen gestattet, wird von den Cr-Mo-Stählen ebenfalls erreicht und im Gegensatz zum unlegierten Stahl auch bei längerer Erwärmung auf 100° C nicht verloren.

Eine Zwischenstellung zwischen Einsatz- und Vergütungsstählen nehmen die sogenannten Universalstähle ein, legierte Stähle mit etwa 0,2 bis 0,3 % C. Sie vereinen große Oberflächenhärte mit hoher Kernfestigkeit, stehen aber den reinen Einsatzstählen an Kernzähigkeit nach. Ihre Härteempfindlichkeit kann durch Anwenden der gestuften Härtung im Warmbad verringert werden. Um auch ausreichende Kerneigenschaften zu erzielen, ist zunächst ein Abschrecken von höherer Temperatur, die über der Einsatztemperatur liegen soll, erforderlich.

Zahlentafel 2. Die in den Fliegnormausgaben 1935 und 1938 aufgenommenen Einsatzstähle

Flw.	C %	Cr %	Ni %	Mo %	kg/mm²	kg/mm²	%
1108	0,14	0	0	0	(30)	55	25
1402	0,14	0,75	2,5	0	75	100	10
1403	0,14	0,75	3,5	0	75	105	9
1404	0,14	1,1	4,5	0	95	130	7
1405	0,14	1,2	4	0,25 (1 W)	95	130	9
1406	0,14	0,75	0	0	50	80	9
1407	0,15	1	0	0,25	63	100	8
1408	0,19	1,2	0	0,25	85	125	5
1409	0,18	2	2	0,25	80	120	7

Zahlentafel 3.

Die in der Fliegnorm 1938 aufgenommenen Nitrierstähle

Flw.	C %	Cr %	Mo %	Al %	kg/mm²	kg/mm²	%
1470	0,29	2,5	0,3	0	70	95	10
					90	120	7
1471	0,33	1,1	0,3	1,1	60	90	10

Die in der Fliegnorm Ausgabe 1935 und 1938 vorgesehenen Einsatzstähle sind in Zahlentafel 2 zusammengestellt. Als bei der Berechnung zulässige *c*-Werte können 200 bis 360 gerechnet werden. Versuche, durch Zerschneiden der Räder die Spannung eines einsatzgehärteten Bauteils aus der auftretenden Formänderung zu ermitteln, geben nur einen Anhalt über die Durchschnittsspannungen, dagegen nicht die maßgeblichen Eigenspannungen an den gefährlichen Querschnitten. Sie zeigen aber, daß am Rad gleicher Formgebung im Zahnkranz sowohl Druck als auch Zugspannungen — wahrscheinlich infolge etwas anderer Härtebedingungen — möglich sind.

Im Ausland werden außer den doppelt legierten Stählen reine Nickelstähle verarbeitet (eine Zusammenstellung der gebräuchlichen Analysen gibt das SAE-Handbook). Die Stähle haben gegenüber den bei uns üblichen keine besonderen Vorteile.

N i t r i e r s t ä h l e. Selbst bei besonders dem Zahnrad angepaßten Einsatzbehältern ist es für manche Zahnformen, insbesondere für nach dem Härten nicht mehr zu schleifende Räder schwer, die Ansprüche bezüglich geringen Verzuges zu befriedigen. In diesem Fall wird oft Anwenden des Nitrierverfahrens versucht, das sich im Flugmotorenbau vor allem für kleinere Räder eingeführt hat. Beim Nitrieren wird ein vergüteter Sonderstahl bei etwa 500° C im Ammoniakstrom erhitzt. Durch Dissoziation des Ammoniaks wird hierbei Stickstoff als Nitrid in den Stahl aufgenommen. Es ergibt sich unter geringem gesetzmäßigem Wachsen eine dünne, sehr harte Oberflächenschicht, die bis zu etwa 500° C auch anlaßbeständig ist und in ihrer Härte die Einsatzschichten übertrifft. Der Nachteil des Nitrierens ist die infolge der langdauernden Behandlung bei 500° C begrenzte Kernfestigkeit (bis etwa 0,6 mm) und die dünne Nitrierschicht (bis etwa 0,6 mm) die bei hohen spezifischen Drücken zum Abblättern neigt. Bezüglich der Bewährung von nitrierten Rädern im Flugmotorenbau hat sich in England die Nitrierung als zu stoßempfindlich im Gegensatz zu Erfahrungen von Krupp im allgemeinen Maschinenbau nicht bewährt.

Die in Kern und im Rand zu erreichenden Materialwerte der in den Fliegnormen aufgenommenen Stähle zeigt Zahlentafel 3.

N i c h t e i s e n m e t a l l e. Im allgemeinen Maschinenbau sind für Ritzel usw. in weitem Umfang Kupferlegierungen gebräuchlich. Sie haben den Vorteil guter Bearbeitbarkeit, jedoch sind sie aus Rohstoffgründen möglichst selten zu verwenden. Festigkeitsmäßig liegt ihre zulässige Belastbarkeit erheblich unter der für hochwertige Stähle üblichen. Infolge ihres geringeren Elastizitätsmoduls wird jedoch die Auflagebreite unter Last größer und damit die spezifische Pressung, die für die Abnutzung maßgebend ist, auch für das Gegenrad geringer.

Leichtmetalle an Stelle der Cu-Legierungen (auf der Autoausstellung 1939 wurde z. B. ein Schneckenrad aus Neomagnal gezeigt) im Flugmotorenbau zu verwenden, erscheint wenig aussichtsreich.

N i c h t m e t a l l e. Eine Anwendung nichtmetallischer Werkstoffe wird nur in sehr seltenen Fällen in Frage kommen. Sie haben neben ihrem geringen spezifischen Gewicht den Vorteil sehr kleinen Elastizitätsmoduls und damit geringerer spezifischer Pressung.

Für die Kunststoffe ist ebenso wie für die geschichteten Harthölzer eine Einschränkung durch geringe Festigkeit und geringe Wärmebeständigkeit gegeben. Für Lignofol z. B. ist die höchste zulässige Temperatur 100° C. Da bei Flugmotoren bei hoher Belastung mit Öltemperaturen in dieser Größe gerechnet werden muß, kommen auch die auf der Autoausstellung 1939 für den Autobau gezeigten Räder aus geschichtetem Buchenholz nicht in Frage.

Werkstoffmäßige Weiterentwicklung

Die werkstoffmäßige Weiterentwicklung der Flugmotoren kann in zwei Richtungen erfolgen: bessere Ausnutzung vorhandener Werkstoffe und Einführung neuer, bisher nicht verwendeter Werkstoffe. Um eine bessere Ausnutzung vorhandener Werkstoffe zu erzielen, ist es nötig, die der Berechnung zugrunde liegenden Annahmen möglichst genau der Betriebsbeanspruchung anzupassen sowie die zu erwartende Streubreite der Werkstoffeigenschaften möglichst gering zu halten. Die zweite Aufgabe ist eine Frage der Werkstofferzeugung und Überwachung. Den grundsätzlichen Weg zu ihrer Lösung gibt die Großzahlforschung.

Dynamische Berechnung auf Festigkeit beanspruchter Räder

In Richtung der Weiterentwicklung der Werkstoffe selbst liegt dem Flugmotorenwerk lediglich eine beratende und im Rahmen seiner Annahme eine überwachende Tätigkeit ob. Für die restlose Ausnutzung der Eigenschaften des angelieferten Stahles muß das Werk durch sorgfältige Berechnung der Räder selbst sorgen. Bisher erfolgte aber die Berechnung rein statisch, obwohl das Rad selbst im Betrieb nur dynamisch belastet wird. Für die Berechnung des Rades sollte eigentlich nicht die statische Zug- oder Biegefestigkeit, sondern die Dauerfestigkeit zugrunde gelegt werden. Untersuchungen über den Einfluß einer zeitweisen Überbelastung auf die Dauerfestigkeit, also die Festlegung der Schadenslinie erübrigen sich. Der Faserverlauf übt auf die Wechselfestigkeit im Gegensatz zur statischen Festigkeit einen sehr starken Einfluß aus. Die Voraussetzung vernachlässigbarer Eigenspannungen bedingt eine genügend hohe Anlaßtemperatur und kann gegebenenfalls durch Röntgeninterferenzaufnahmen nachgeprüft werden. Gleichmäßigkeit des Werkstoffes ist um so wichtiger, je ungleichförmiger der Werkstoff durch die Ausbildung des Werkstückes beansprucht wird.

Bei der Beurteilung von Festigkeitsversuchen ist zu berücksichtigen, daß die Werte meist bei Raumtemperatur ermittelt werden, das Getriebe hingegen im Betrieb auf Temperaturen bis zu etwa 120° C kommt, also die bei höherer Temperatur maßgebenden Werte zugrunde gelegt werden müssen. Bei der Untersuchung von zehn verschiedenen Stahlsorten im Bereich von 20 bis 500° C wurde gefunden, daß die Wechselfestigkeit erst bei Temperaturen über 400° C wesentlich abnimmt. Unlegierter Stahl zeigte jedoch eine geringe Abnahme der Festigkeit bei etwa 200° C, der bei weiterer Temperatursteigerung ein Wiederanstieg folgte. Aus weiteren Untersuchungen kann gefolgert werden, daß für die im



Flugmotorenbau verwendeten Stähle mit einem geringen Absinken bis zu etwa 10 % bei Betriebstemperatur gegenüber den bei Raumtemperatur ermittelten Werten gerechnet werden kann.

Für eine wirklichkeitsgetreue Berechnung von auf Festigkeit beanspruchten Zahnrädern aus Einsatz- und Nitrierstahl aus den am Probestab gewonnenen Werten fehlen die Voraussetzungen, da die anzunehmenden Faktoren so große Unsicherheiten in sich tragen, daß eine restlose Ausnutzung des Werkstoffes nicht möglich ist. Die Genauigkeit läßt sich aber steigern, wenn man die Werkstoffkennwerte und Erfahrungswerte ähnlicher Getriebe verwenden kann und die Spannungsverteilung in dem zu entwerfenden Getriebe durch Feindehnungsmessungen, mittels Röntgeninterferenzen oder polarisationsoptisch bestimmt. Als Nachteil dieser gesamten Verfahren muß gewertet werden, daß sie alle den Einfluß der Eigenspannungen im Rade nicht mit erfassen. Auch der Einfluß besonderer Behandlungsarten, wie Oberflächendrücken oder cloud-burst-Behandlung, kann spannungsoptisch nicht geklärt werden. Um auch diese Einflüsse zu erfassen, bleibt als einziger Weg zur Weiterentwicklung der festigkeitsmäßig hochbeanspruchten Räder nur der des Versuches am Bauteil natürlicher Größe und serienmäßiger Herstellung. Es bleibt somit nur die Aufnahme vollständiger Wöhlerkurven an vollständigen Rädern.

Die Anwendung von Stählen höchster Festigkeit bis zu 240 kg/mm², die im Auslande für andere Flugmotorenbauteile bereits vorgeschlagen wurde, verspricht infolge der hohen Kerbempfindlichkeit und der Eigenspannungen derartiger Stähle nur geringen Erfolg und setzt beste Oberflächenbearbeitung voraus. Günstiger erscheint der Weg, Stähle nicht so hoher Festigkeit zu nehmen und sie so zu behandeln, daß an den durch Spannungskonzentration gefährdeten Stellen ein Werkstoff genügender Dehnung vorliegt. Werkstoffmäßig ist eine Steigerung der Festigkeit noch möglich durch Oberflächenbehandlungen. Es kommt für den Zahngrund an Stelle des Schleifens noch ein Abstrahlen, wie es z. B. an Federn üblich ist, in Frage, oder besser ein Abblasen mit Stahlkugeln. Die Wirksamkeit dieser Behandlung an Zahnrädern muß noch experimentell untersucht werden. Sicher ist nach englischen Arbeiten, daß bei Einsatzstählen eine erhebliche Steigerung der Oberflächenhärte erzielt werden kann.

Weiterentwicklung auf Abnutzung beanspruchter Räder

Die Verschleißvorgänge sind in erster Linie in Nähe des Teilkreises anfangende Grübchenbildungen, die sich dann über die ganze Zahnflanke erstrecken, wodurch auch die Dauerhaltbarkeit der Zähne so herabgesetzt wird, daß eine Bruchgefahr auftreten kann.

Eine Berechnung des Wertes k der Flankenpressung, für den versuchsmäßig zulässige Werte noch nicht veröffentlicht sind, ist möglich durch Errechnung der spezifischen Flankenpressung σ_{max}. Die tiefer liegenden Werkstoffschichten sind aber für den zulässigen k-Wert ebenfalls mitbestimmend, denn bei Berührung zweier Walzen tritt die größte Schubspannung nicht an der Oberfläche neben der größten Normalspannung auf, sondern in einer Tiefe von 0,78 a, wobei a die Berührungsbreite der beiden Walzen bedeutet.

Weiterentwicklung auf Erwärmung beanspruchter Räder

Da die Hauptbeanspruchung bei schnellaufenden Rädern die auf Erwärmung ist, muß auf der Werkstoffseite die Entwicklung für schnellaufende Getriebe auf diese Verhältnisse



Bild: JFM

Leichtmetallteile nach dem Eloxalbad

Die geringe Beständigkeit der meisten im Flugzeugbau verwendeten Leichtmetalle, vor allem des Duralumin und Elektron, gegen atmosphärische und chemische Einflüsse und gegen Seewasser erfordern die Anwendung von Schutzmitteln. Unter den drei großen Gruppen von Schutzverfahren (Anstrich durch Farben und Lacke, chemische Verfahren, metallische Überzüge) finden seit einiger Zeit die chemischen Verfahren in erheblichem Umfange Anwendung. Elektron erhält durch ein besonderes Beizverfahren einen gewissen Schutz und verbessertes Haftvermögen für nachfolgenden Anstrich. Alle übrigen Leichtmetallegierungen, besonders die weniger beständigen, werden durch elektrische Oxydation des Aluminiums („Eloxalverfahren") auf elektrolytischem Weg mit einer dünnen Oberflächenschicht versehen, die wesentlich härter als das Metall, mikroporös und dadurch für die Nachbehandlung aufnahmefähig ist, die normalerweise durch chemische Lösungen erfolgt; sie ist ein fester Bestandteil des betreffenden Bauteils und kann nicht absplittern.

abgestimmt werden. Zunächst muß man versuchen, die Höhe der zu erwartenden Oberflächentemperatur zu ermitteln. Bei der Ermittlung der übertragenen Leistung muß man für die Nachrechnung auf Wärme berücksichtigen, daß bei verzweigten Getrieben wie mehrfachen Planetengetrieben in einzelnen Rädern eine größere Leistungsaufnahme auftreten kann, als der Nutzleistung des Getriebes entspricht.

Die Oberflächentemperatur kann bei trockener Reibung in einer dünnen Oberflächenschicht auf über 1000° C und bei Schmierung polierter Flächen mit gutem Maschinenöl immer noch auf 600° C kommen, während die Hauptmasse der Probe bei Raumtemperatur bleibt. Eine Durchrechnung zeigt, daß für Nichtmetalle mit ihrer schlechten Wärmeleitfähigkeit mindestens zehnfach höhere Übertemperaturen an der Außenschicht als für Stahl unter gleichen Verhältnissen angenommen werden müssen. Füi wärmemäßig höchstbelastete Räder dürfte hiermit die Verwendung von Ritzeln aus diesen Werkstoffen im Flugmotorenbau ausscheiden und die Weiterentwicklung auf das Gebiet der Metalle beschränkt bleiben. Infolge der für eine genügende Walzenfestigkeit erforderlichen Härte kann die weitere Betrachtung daher vollständig auf Verwendung von S t a h l abgestellt sein.

Im Zahnradgetriebe wird an jedem Zahn beim Eingriff Reibungswärme entwickelt, die zu einer Temperaturerhöhung der Oberfläche während des Eingriffes führt. Diese Temperaturerhöhung gleicht sich bei der Umdrehung des Rades bis zum erneuten Eingriff wieder aus, und zwar in erster Linie durch Wärmeableitung ins Innere. Die sich infolge der Reibung ergebende Oberflächentemperatur ist derart auf die Oberfläche beschränkt, daß die Isotherme für 10% der Temperaturerhöhung nur etwa in einer Tiefe von 1/4 der Berührungsbreite der Flanken liegt. Infolge dieser Beschränkung können an der Oberfläche zusätzlich zu den mechanischen Spannungen erhebliche thermische Spannungen auftreten, die noch nicht näher untersucht sind.

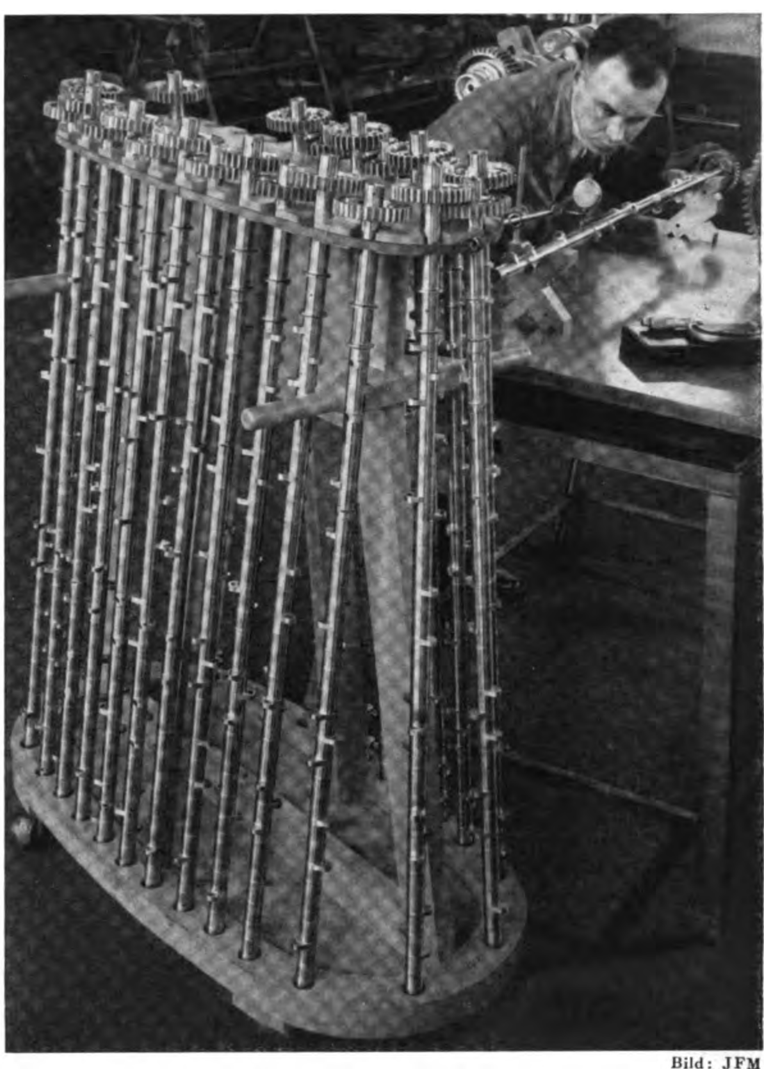


Bild: JFM

Aus der Reihenfertigung des Junkers Hochleistungsflugmotors JUMO 211. Prüfung der Nockenwellen

Zur Berechnung wird angenommen, daß die Verteilung der Wärme über die Länge der Eingriffslinie hinweg konstant ist, während senkrecht zu ihr die Wärmezufuhr parabolisch verteilt ist. Die Rechnung zeigt, daß unter der Voraussetzung $v > 5 \frac{4a}{R}$, was für schnellaufende Zahnräder fast immer gilt, eine abgekürzte Rechnung möglich ist. (v = Geschwindigkeit, R = halbe Berührungsbreite der Flanken, $a = \frac{\lambda}{\gamma \cdot c}$ mit λ = Wärmeleitfähigkeit, γ = spezifisches Gewicht, c = spezifische Wärme.) Diese abgekürzte Rechnung gibt gegenüber der genauen aus der Differentialgleichung für die Wärmeerzeugung angegebenen strengen Lösung nur geringe Fehler von unter 3%. Die höchste erreichbare Temperatur beträgt:

$$\delta_{max} = \frac{32}{5} \cdot \sqrt{\frac{3}{2\pi}} \cdot \frac{q_c}{\gamma \cdot c \cdot v} \cdot \sqrt{\frac{R \cdot v}{4a}},$$

wobei q_c die zugeführte Wärmemenge ist.

Das bekannte Weicherwerden der Zahnräder im Betrieb kann nur dadurch erklärt werden, daß durch die im Betrieb auftretende Erwärmung eine Anlaßwirkung auf den Stahl, insbesondere auf die gehärteten Oberflächenschichten zustande kommt. Die Wirkung eines derartigen Anlassens ist abhängig von Anlaßtemperatur und Anlaßzeit. Das Anlassen im Betriebe eines Zahnrades erfolgt nun nicht durchgehend, sondern setzt sich aus den geringen Zeiten des Eingriffes, zu denen die Höchsttemperaturen auftreten, zusammen. Macht man die Annahme, für die versuchsmäßige Unterlagen noch fehlen, daß die Wirkung eines durchgehenden Anlassens bei gleicher Temperatur über die Summe der Einzelzeiten gleich ist der Anlaßwirkung aufeinander folgender Einzelzeiten gleicher Summe mit dazwischenliegender Abkühlung, so kann die erforderliche Anlaßzeit für Festlegung einer Werkstoffkonstanten abgeschätzt werden. Rechnungsmäßig zeigt sich, daß eine Anlaßzeit von rund 60 Stunden ausreicht.

Die Erfahrung zeigt, daß für bestimmte Getriebe eine gewisse Rockwellhärte, z. B. $RC = 58$, im Dauerbetrieb erforderlich ist, um unzulässige Abnutzung zu vermeiden. Es reicht aus, die Härte als Funktion von Anlaßtemperatur und Anlaßzeit zu bestimmen, wobei die Zeit nach obigen Darlegungen konstant, z. B. bei 50 Stunden, gehalten werden kann. Für die Erhöhung der Anlaßtemperatur stehen metallurgisch verschiedene Wege zur Verfügung. Ihnen ist gemeinsam eine Erhöhung des Legierungsgehalts des verwendeten Stahles durch Elemente, die die Anlaßbeständigkeit erhöhen.

Sehr geringe Änderungen der Anlaßbeständigkeit bringen infolge der Differenzbildung bereits erhebliche Verbesserungen. Die Genauigkeit der Anlaßbeständigkeitsermittlung muß infolgedessen sehr hoch getrieben werden. Es ist somit erforderlich, für die einzelnen Stähle eine ganze Reihe von Messungen, möglichst an verschiedenen Chargen, durchzuführen, um so den wahrscheinlichen Fehler des Meßergebnisses herabzusetzen.

Abflug- und Landeformeln in einfacher Ableitung

von *HELMUTH WENKE*, *Dessau*

Lehrmittelabteilung der Junkers Flugzeug- und -Motorenwerke A.-G.

Der Aufsatz ist ein bearbeiteter Auszug aus dem demnächst erscheinenden Buch „Der Flug" aus der Bücherreihe „Praktische Theorie in der Flugtechnik" vom gleichen Verfasser. Verlag Dr. Matthiesen & Co., Berlin.

Einleitung

Die formelmäßige Erfassung der Abflugleistung — weniger der Landeleistung — ist ein Problem, das in freier Bearbeitung von den verschiedensten Seiten aus behandelt worden ist und meistens in Form von Aufsätzen in flugtechnischen Fachzeitschriften an die Öffentlichkeit gebracht wurde[1]). Durch die Bauvorschriften für Flugzeuge (BVF) wurde das erstemal die Abflug- und Landeleistung als fest umrissener Begriff im deutschen Luftverkehrsgesetz und seinen Ausführungsbestimmungen festgelegt. Im Zusammenhang hiermit und im Rahmen der gesetzlichen Erfassung der Forderungen für die Abwicklung der Musterprüfungen von Flugzeugen wurden von der DVL von Prof. Dr. *Blenk* Abflug- und Landeformeln entwickelt und die Rechenverfahren von Dr. *Förstner* ausgebaut. Sie dienen dazu, die Ergebnisse einer Messung an einem beliebigen Tage auf den Normaltag (Cina- bzw. INA-Luftwichte) zurückzuführen. Die zahlreichen Musterprüfungen mit den verschiedensten Flugzeugen über eine lange Reihe von Jahren haben gezeigt, daß die von Prof. Dr. *Blenk* herausgebrachten Formeln, wenn sie behördlicherseits auch nur als Umrechnungsformeln entwickelt sind und angewendet werden, in ihrer Zusammensetzung gleichzeitig die Grundlage für Formeln bilden, die für eine rein numerische Ermittlung aller Daten des gesamten Abflug- und Landevorganges praktisch brauchbare Werte ergeben.

Der Gang für die Entstehung dieser Formeln ist also dahingehend zu betrachten, daß zuerst durch die behördliche Forderung Umrechnungsunterlagen geschaffen wurden, deren Zweckmäßigkeit durch die Praxis erwiesen wurde. Mit dieser Erfahrung war die Möglichkeit gegeben, umfassendere Formeln aufzustellen, für die von vornherein eine praktische Brauchbarkeit festlag.

Sofern man die verschiedenen Arbeiten in dieser Richtung verfolgt, ist das Endergebnis fast ausnahmslos unter Anwendung der höheren Mathematik erreicht, d. h. die betreffenden Abhandlungen sind auf einen bestimmten Kreis beschränkt. Die Ableitung der vollständigen Formeln läßt sich aber, wenn auch vielleicht mathematisch weniger elegant, jedoch in gleicher Kürze ebenfalls in allgemein verständlicher Form darstellen. Nachfolgend werden diese Formeln, die inhaltlich dem behördlichen Umrechnungsverfahren entsprechen, abgeleitet und vollständig wiedergegeben. Sie werden ergänzt durch gleichwertige, bisher in dieser Art noch nicht behandelte Formeln für den Landevorgang.

Kennbuchstaben

A	=	(kg)	Auftrieb ($= c_a \cdot q \cdot F$)
a	=	—	Index für Abheben
B	=	(ms^{-2})	Beschlg. oder Verzögerung
c_a	=	—	Auftriebsbeiwert
c_w	=	—	Widerstandsbeiwert
F	=	(m^2)	Tragflügelinhalt
g	=	(ms^{-2})	Erdbeschleunigung
g	=	—	Index für Gleitflug
G	=	(kg)	Flugzeuggewicht
h	=	—	Index für Waagerechtflug
L	=	—	Index für Landung
m	=	—	Index für Mittelwerte
M	=	($kgm^{-1} s^2$)	Masse
N	=	(PS)	Motorleistung
P	=	(kg)	Kraft
q	=	(kgm^{-2})	Staudruck
R	=	—	Index für Rollstrecke
s	=	(m)	Weg
s	=	—	Index für Steigen
v	=	(ms^{-1})	Geschwindigkeit
W	=	(kg)	Widerstand
w	=	(ms^{-1})	Steig- oder Sinkgeschwindigkeit
z	=	(s)	Zeit
o	=	—	Index für Null- oder Bodenwerte
α	=	(°)	Anstellwinkel des Flugzeuges
γ	=	(°)	Bahnneigungswinkel
γ	=	(kgm^{-3})	Luftwichte
η	=	—	Luftschraubenwirkungsgrad
μ	=	—	Reibungskoeffizient (0,1)
ε	= $\frac{c_w}{c_a}$	—	Gleitzahl

Begriff der Abflugleistung und Annahmen

Unter Abflugleistung ist nach den Bauvorschriften für Flugzeuge (BVF) diejenige Strecke zu verstehen, die ein Flugzeug benötigt, um vom Stillstand aus 20 m Höhe zu erreichen. Diese Leistung gilt für einen Flugplatz mit ebener, trockener und harter Grasnarbe, für Bodenluftwichte (Meereshöhe) und Windstille.

Der Abflugvorgang unterteilt sich in Anlauf, Anschweben und Steigen (Abb. 1). Zu Beginn des Vorganges steht das Flugzeug auf Stand mit Sporn am Boden und Motor-Leerlauf. Gibt der Führer Gas, so rollt das Flugzeug an, und durch Drücken des Knüppels wird bei dem damit verbundenen Höhenruderausschlag nach unten der Schwanz des Flugzeuges nach kurzem Rollweg gehoben. In angenähert waagerechter Lage[2]) rollt das Flugzeug, bis die Geschwindigkeit so groß geworden ist, daß es mit leichtem „Ziehen" (Höhenruderausschlag) vom Boden abgehoben werden kann oder auch — meistens durch kleine Bodenunebenheiten — „von selber" abhebt. Das Flugzeug wird dann „gehalten" und wenn es genügend Geschwindigkeit „aufgeholt" hat, „gezogen", d. h. aufgerichtet; der Abflug ist beendet, und die Maschine geht in den Steigflug über. Es ergibt sich demnach für den

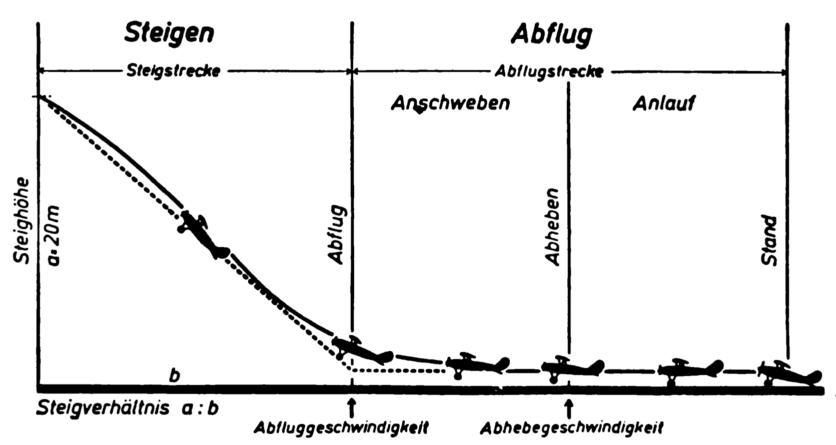


Abb. 1. Der Abflugvorgang

[1]) *Siehe hierzu auch Band 8 der angeführten Bücherreihe und die verschiedenen Arbeiten von Prof. Dr. Blenk, Dr. Diemer, Dr. Förstner, Mathias, Prof. Dr. Pröll und Dr. Spieweck in der ZFM, Jahrgang 1926 bis 1929 und 1932.*

[2]) *D. h. eine Lage, bei der das Flugzeug möglichst geringen Widerstand hat, um dadurch schnell auf hohe Geschwindigkeit zu kommen und vom Boden abheben zu können (s. Bd 9, Abschn. IX der angegebenen Sammlung).*

Vorgang ein wechselnder Anstellwinkel und damit ein ständig wechselnder Auftriebs- und Widerstandsbeiwert.

Will man den Vorgang formelmäßig erfassen, so lassen sich einige vereinfachende Annahmen nicht umgehen. Von besonderem Interesse ist vor allem der Anlauf, d. h. die voraussichtliche Rollstrecke am Boden. Man ersetzt die tatsächliche Bahn des Abfluges durch eine theoretische Strecke, wie sie in Abb. 1 punktiert eingetragen ist und erhält dann eine angenommene Rollstrecke am Boden, die nach den Begriffsbestimmungen als Abflug oder Abflugstrecke bezeichnet wird und die Steigstrecke.

Für die theoretische Abflugstrecke wird angenommen, daß

a) der Luftschraubenzug sich vom Standzugwert bis zum Abheben gleichmäßig ändert;

b) der Auftrieb und Widerstand von Null (am Stand) bis zum $c_{a\,max}$, d. h. bis zum Höchstauftrieb[3]), mit dem abgeflogen wird, gleichmäßig ansteigen;

c) die Bodenreibung (Reibungskoeffizient $\mu = 0{,}1$) über die Abflugstrecke konstant ist.

Vereinfachende Annahmen vorstehender Art sind, wie die Erfahrung zeigt, zulässig. Die Formeln ergeben genügend genaue Werte, um einen Überblick über die Leistungen eines Flugzeuges zu erhalten. Die Genauigkeit liegt in einem Rahmen, der allgemein den Leistungen entspricht, die man mit Hilfe einer errechneten oder im Windkanal gemessenen Flugzeugpolare ermitteln kann.

Ableitung der Abflugformeln

Unter Zugrundelegung der vorhergehend aufgeführten Annahmen, deren Zulässigkeit durch praktische Ergebnisse erwiesen wurde, kann man für die Kraftwirkung am Flugzeug beim Abflug eindeutige Beziehungen aufstellen.

Das Flugzeug bewegt sich beim Abflug mit der unbekannten Kraft P über die Strecke s_R, d. h. es wird mit einer Kraft P Arbeit geleistet, und man erhält nach dem Satz

Arbeit = Kraft × Weg

$$\text{Arbeit} = P \cdot s_R\,. \tag{1}$$

Die mittlere Geschwindigkeit für den Weg s_R ergibt sich (Abb. 2) zu

$$v_m = \frac{v_a + v_0}{2}\,. \tag{2}$$

Benötigt das Flugzeug für den Weg s_R die Zeit z, so errechnet sich nach 2 der Weg zu

$$s_R = z \cdot v_m = z \cdot \frac{v_a + v_0}{2}\,. \tag{3}$$

Eine Beschleunigung ist der Geschwindigkeitszuwachs in der Zeiteinheit; der Zuwachs ist $v_a - v_0$, man erhält dann, wenn B die Beschleunigung ist,

$$B = \frac{v_a - v_0}{z} \text{ oder } B \cdot z = v_a - v_0\,. \tag{4}$$

Die Kraft, die einen Körper zwingt, eine bestimmte Bewegung auszuführen, ist bekanntlich auch durch das Produkt aus seiner Masse und Beschleunigung gekennzeichnet, d. h.

$$P = M \cdot B\,. \tag{5}$$

Dann ergibt sich aus Formel 1 bis 5, da die Standgeschwindigkeit $v_0 = 0$ ist:

$$P \cdot s_R = M \cdot B \cdot z \cdot v_m = M \cdot (v_a - v_0) \cdot \frac{v_a + v_0}{2} = \frac{M}{2} \cdot v_a^2\,. \tag{6}$$

Man nennt den Wert $\frac{M}{2}\,v_a^2$ die Bewegungsenergie des Flugzeuges; die Arbeit $P \cdot s_R$ ist ein Maß dieser Bewegungsenergie.

Nach anderer Überlegung erhält man beim Abflug (Abb. 2) die nachfolgende Bewegungsgleichung. Das Flugzeug wird

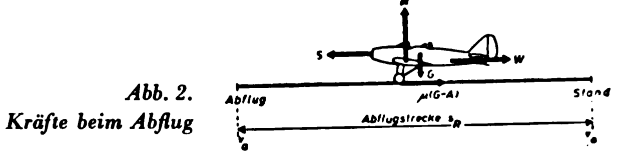


Abb. 2. Kräfte beim Abflug

mit dem Schraubenzug S über den Weg s_R gezogen. Durch die Bewegung entsteht Auftrieb, durch den das Gewicht G (Fluggewicht), das auf den Boden drückt, vermindert wird, d. h. $G - A$. Die Reibung, die dem Schraubenzug entgegenwirkt, ergibt sich dann bei den angenommenen Vereinfachungen zu

$$R = \mu \cdot (G - A)\,, \tag{7}$$

wobei für eine normale Abflugbahn der Reibungskoeffizient $\mu = 0{,}1$ ist.

Es wirkt fernerhin der Gesamtwiderstand W der Bewegung entgegen und man erhält als ziehende Kraft $S - W - \mu \cdot (G - A)$. Daraus ergibt sich wie vorher als Arbeit

$$P \cdot s_R = [S - W - \mu \cdot (G - A)] \cdot s_R\,. \tag{8}$$

Der Schraubenzug ändert sich vom Standzug S_0 auf den Abhebestandzug S_a, fernerhin wächst der Widerstand von W_0 auf W_a, der Auftrieb von A_0 auf A_a. Als Mittelwerte erhält man dann

$$\frac{S_0 + S_a}{2}\,; \quad \frac{W_0 + W_a}{2}\,; \quad \frac{A_0 + A_a}{2}\,.$$

Da zum Abflugbeginn auf Stand A_0 und W_0 gleich Null sind, erhält man für die Arbeit nach Formel 8, wenn man den mittleren Schraubenzug $\frac{S_0 + S_a}{2} = S_m$ setzt:

$$P \cdot s_R = \left[S_m - \frac{W_a}{2} - \mu \cdot \left(G - \frac{A_a}{2}\right)\right] \cdot s_R\,. \tag{9}$$

Die rechte Seite kann man in der Form schreiben:

$$P \cdot s_R = \frac{s_R}{2}\,(2\,S_m - W_a - 2\,\mu \cdot G + \mu \cdot A_a)$$

$$= \frac{s_R}{2} \cdot [2\,(S_m - \mu \cdot G) + (\mu \cdot A_a - W_a)]\,. \tag{10}$$

Das letzte Glied der Gleichung läßt sich umwandeln in

$$A_a \left(\mu - \frac{W_a}{A_a}\right) = A_a \left(\mu - \frac{c_{w_a}}{c_{a_a}}\right). \tag{11}$$

Da im Augenblick des Abhebens der Auftrieb A_a gleich dem Fluggewicht G sein muß, ergibt sich, wenn man $\frac{c_{w_a}}{c_{a_a}} = \varepsilon_a$ setzt, aus 10 und 11

$$P \cdot s_R = s_R \left[(S_m - \mu \cdot G) + \frac{G}{2}\,(\mu - \varepsilon_a)\right]. \tag{12}$$

Es ist für das Abheben der Auftrieb $A = G = c_{a_a} \cdot \frac{\gamma}{2\,g} \cdot v_a^2 \cdot F$, d. h. $v_a^2 = \frac{G \cdot 2\,g}{\gamma \cdot c_{a_a} \cdot F}$. Da die Masse M gleich dem Quotienten aus Gewicht und Erdbeschleunigung ist, d. h. $M = \frac{G}{g}$, erhält man dann für Formel 6

$$P \cdot s_R = \frac{M}{2} \cdot v_a^2 = \frac{G}{2\,g} \cdot \frac{G \cdot 2\,g}{\gamma \cdot c_{a_a} \cdot F} \tag{13}$$

und aus Formel 12 und 13 entsteht

$$s_R \cdot \left[(S_m \cdot \mu \cdot G) + \frac{G}{2} \cdot (\mu - \varepsilon_a)\right] = \frac{G^2}{\gamma \cdot c_{a_a} \cdot F}\,. \tag{14}$$

Daraus ergibt sich

$$s_R = \frac{G^2}{\gamma \cdot c_{a_a} \cdot F \cdot \left[(S_m - \mu \cdot G) + \frac{G}{2} \cdot (\mu - \varepsilon_a)\right]}\,. \tag{15}$$

Um den mittleren Schraubenzug errechnen zu können, ist ein schwieriger Rechnungsgang notwendig, man setzt daher als Schraubenzug mit ausreichender Genauigkeit den Standzug S_0 ein, den man bei fehlenden Meßwerten (Standzug-

[3]) *Günstigster Wert für Abflug und Landung: das Flugzeug erreicht im Anlauf eine (geringste) Geschwindigkeit, mit der es beim höchsten Auftrieb gerade schweben kann, anschließend geht es in den Steigflug mit der besten Steiggeschwindigkeit über.*



messung), wie dies bei theoretischen Untersuchungen meistens der Fall ist, mit Hilfe der nachfolgenden Erfahrungsformel errechnen kann[4]):

$$S_0 = 4\,N \sqrt[3]{\frac{F}{N}}. \qquad (16)$$

Damit erhält man als Formel für die Errechnung der Abflugstrecke

$$\boxed{s_R = \frac{G^2}{\gamma \cdot c_{a_a} \cdot F \cdot \left[(S_0 - \mu \cdot G) + \frac{G}{2} (\mu - \varepsilon_a)\right]}}. \qquad (17)$$

Dabei sind c_{a_a} und $\varepsilon_a = c_{w_a}/c_{a_a}$ Werte für den Höchstauftrieb, d. h. für den größten c_a-Wert der Polare (Abheben).

Die bei der DVL (von Prof. Dr. *Blenk*) entwickelten Abflug und Landeformeln ergeben grundsätzlich das gleiche Ergebnis, wenn auch mit einer anderen Formelentwicklung.

Die Endformel wird dabei noch weiter vereinfacht, das letzte Klammerglied des Nenners ist ein vernachlässigbar kleiner Wert und fällt fort. Man erhält dann eine für Vergleichszwecke gut brauchbare Faustformel

$$\boxed{s_R = \frac{G^2}{\gamma \cdot c_{a_a} \cdot F \cdot (S_0 - \mu \cdot G)}}. \qquad (18)$$

Hat man ein bestimmtes Ergebnis s_R an einem beliebigen Tage gemessen und will es entweder auf das Ergebnis s_{R0} des Normaltages oder andere Flugzeuggrundwerte umrechnen, so erhält man durch das anzusetzende Verhältnis $s_{R0} : s_R$ für s_{R0}

$$\boxed{s_{R0} = s_R \cdot \left(\frac{G_0}{G}\right)^2 \cdot \frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot \frac{(S_0 - \mu \cdot G)}{(S - \mu \cdot G_0)}}^{5)}. \qquad (19)$$

Damit hat man die seit Jahren im behördlichen Gebrauch verwendete Umrechnungsformel der DVL. Sie ist sowohl für die reine (praktische) Anlaufstrecke als auch die theoretische Abflugstrecke gleich gut brauchbar und eignet sich erfahrungsgemäß ebenso für die Umrechnung einer gegebenen Abflugstrecke bei Änderungen eines Flugzeugmusters, soweit sie sich auf motorische oder aerodynamische Leitungswerte beziehen (F, G, S).

Für die Errechnung der Steigstrecke s_s bis zur Höhe von 20 m ergibt sich (s. Abb. 1) ein einfacherer Rechnungsgang. Den kürzesten Weg erhält man, wenn mit der besten Steiggeschwindigkeit w gestiegen wird; die Formel der Steiggeschwindigkeit wird als bekannt vorausgesetzt. Ist v die Geschwindigkeit des Flugzeuges auf seiner Flugbahn und v_h die Waagerechtgeschwindigkeit, mit der sich das Flugzeug entlang der Strecke s_s bewegt, so ergibt sich (Abb. 3)

$$\frac{s_s}{20} = \frac{v_h}{w} \text{ d. h. } s_s = 20\,\frac{v_h}{w}. \qquad (20)$$

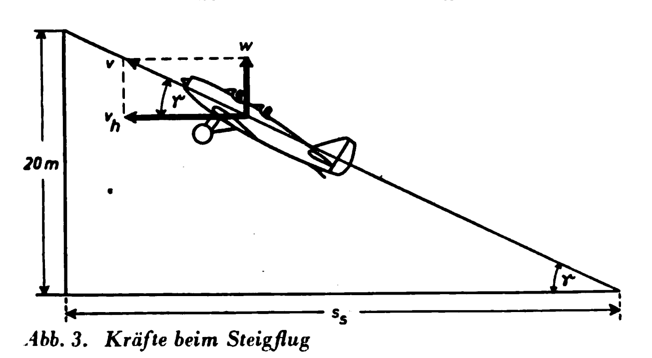


Abb. 3. Kräfte beim Steigflug

Es ist aber, da w und v_h die Komponenten von v sind,

$$v_h^2 + w^2 = v^2 \text{ d. h. } v_h = \sqrt{v^2 - w^2}. \qquad (21)$$

Aus 20 und 21 erhält man

$$s_s = 20\,\frac{\sqrt{v^2 - w^2}}{w} = 20 \sqrt{\frac{v^2 - w^2}{w^2}} \qquad (22)$$

und damit

$$\boxed{s_s = 20 \sqrt{\frac{v^2}{w^2} - 1}}. \qquad (23)$$

Es ist aber auch nach Abb. 3

$$\cos\gamma = \frac{v_h}{v} \text{ d. h. } v_h = v \cdot \cos\gamma. \qquad (24)$$

Da $\cos\gamma$ für kleine Winkel gleich 1 gesetzt werden kann (s. die trigonometrischen Tabellen) wird $v_h = v$, und es ergibt sich nach Formel 20 mit hinreichender Genauigkeit, vor allem für Flugzeuge mit kleinen Steigwinkeln

$$\boxed{s_s = 20\,\frac{v}{w}}. \qquad (25)$$

Dabei errechnet sich v nach $A = c_a \cdot \frac{\gamma}{2\,g} \cdot v^2 \cdot F$ (s. die Erläuterungen zu Formel 13), wobei der c_a-Wert dem gleichen Wert wie für die Steiggeschwindigkeit entspricht.

Man erhält dann als Gesamtstrecke s_0 für den vollständigen Abflugvorgang (Forderung für Abflugleistung nach den BVF)

$$\boxed{s_0 = s_R + s_s}. \qquad (26)$$

Soll außer der Strecke auch die Abflugzeit z_0 errechnet werden, die das Flugzeug für den Weg s_0 benötigt, so ergibt sich nach Formel 3 und den Erläuterungen zu Formel 6

$$s_R = z_R \cdot \frac{v_a}{2} \text{ d. h. } z_R = 2\,\frac{s_R}{v_a}. \qquad (27)$$

Für s_s erhält man ebenso

$$s_s = z_s \cdot v_h \text{ d. h. } z_s = \frac{s_s}{v_h}. \qquad (28)$$

Da nach Formel 24 mit ausreichender Genauigkeit $v_h = v$ zu setzen ist, erhält man nach Formel 25

$$z_s = 20\,\frac{v}{w \cdot v} = \frac{20}{w} \qquad (29)$$

und es ergibt sich als Abflugzeit für die Abflugleistung

$$\boxed{z_0 = z_R + z_s = 2\,\frac{s_R}{v_a} + \frac{20}{w}}, \qquad (30)$$

wobei v_a nach den Erläuterungen zu Formel 13 errechnet wird.

Begriff der Landeleistung und Annahmen

Unter Landeleistung ist nach den BVF diejenige Strecke zu verstehen, die das Flugzeug bei der Landung von 20 m Höhe bis zum Stillstand benötigt; wie für den Abflug gilt für diese Leistung ein Flugplatz mit ebener, harter und trockener Grasnarbe sowie Windstille und Bodenluftwichte.

Die Landeleistung unterteilt sich in Gleitflug (Sinken), Ausschweben und Auslauf (Abb. 4). Je nach der Anflughöhe und dem Landegelände wird der Flugzeugführer versuchen, die Gleitstrecke auszudehnen oder zu kürzen. Mit der Annäherung an den Boden wird das Flugzeug im Gleitflug flacher genommen und zuletzt abgefangen; es schwebt aus, verliert seine Geschwindigkeit und wird kurz über dem Boden so aufgerichtet[6]), daß es je nach der Höhe mehr oder weniger durchsackt, aufsetzt und bis zum Stillstand ausrollt. Für eine gute Landung mit kurzem Auslauf ist Voraussetzung, daß das Flugzeug eine Dreipunktlandung ausführt.

[4]) *Nach Angabe der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, wobei N mit hinreichender Genauigkeit als Bodenvollgasleistung eingesetzt wird.*

[5]) *In der gewählten Formeldarstellung bezieht sich* S_0 *durch die Ableitung aus Formel 18 auf den Meßtag.*

[6]) *Erzeugung hoher Sinkgeschwindigkeiten bis zum Abreißen der Strömung.*

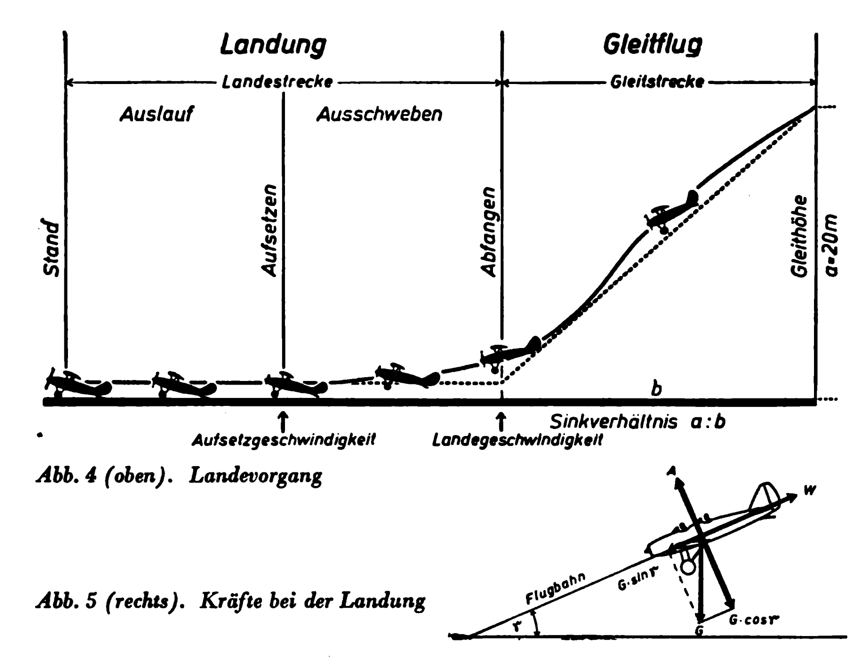


Abb. 4 (oben). Landevorgang

Abb. 5 (rechts). Kräfte bei der Landung

Man unterscheidet drei Arten von Landungen, die Dreipunktlandung, d. h. Räder und Sporn setzen zur gleichen Zeit auf; die Radlandung, d. h. die Räder setzen allein bei nahezu waagerechter Lage des Flugzeuges auf; die Schwanzlandung, d. h. der Sporn setzt vor den Rädern auf den Boden auf. Von diesen drei Landungsarten ist die Dreipunktlandung die Normallandung.

Wie für den Abflug wird für die rechnerische Erfassung der Landevorgang durch eine theoretische Bahn ersetzt; sie ist in Abb. 4 punktiert eingetragen. Die Landung setzt sich dann, den Bauvorschriften entsprechend, aus der Gleitstrecke und der Landestrecke zusammen. Als vereinfachende Annahme — vergleiche die Erläuterungen zur Abflugleistung — wird festgelegt, daß

a) die Geschwindigkeit im Gleitflug von einem Bestwert bis zum Abfangen mit dem Höchstauftrieb stetig abnimmt,
b) der Auftrieb und Widerstand bei der Landung von $c_{a_{max}}$ bis Null gleichmäßig abnehmen,
c) die Bodenreibung über die Landestrecke konstant ist.

Ableitung der Landeformeln

Betrachtet man den Landevorgang unter den angeführten vereinfachenden Annahmen, so ergeben sich wie für den Abflug bestimmte Beziehungen, die sich formelmäßig leicht erfassen lassen. Für den Gleitflug erhält man die bekannten Grundformeln (Abb. 5)

$$A - G \cdot \cos\gamma = 0$$
$$G \cdot \sin\gamma - W = 0$$

aus denen sich — als bekannt vorausgesetzt — die Gleitzahl ε ergibt

$$\varepsilon = \operatorname{tg}\gamma = \frac{c_w}{c_a}.$$

Die beste[7]) Gleitzahl, d. h. der kleinste Winkel und damit der flachste Gleitflug ist durch die Berührende (Tangente) an die Polare gekennzeichnet, die durch den Nullpunkt des Koordinatenkreuzes der Polare geht. Die beste, d. h. die kleinste Sinkgeschwindigkeit ergibt sich hingegen bekanntlich bei $c_a^3/c_w^2\,max$. Man findet diesen Wert unmittelbar aus der Polare, wenn man die Berührende an die Polare sucht, deren Ausgangspunkt auf der negativen Seite der Abszisse vom Nullpunkt aus $\frac{c_w}{2}$ entfernt ist (Abb. 6). Die Ordinate schneidet dieser Strahl in dem Punkt $\frac{c_a}{3}$[8]).

[7]) *Entspricht (c_w/c_a) min, d. h. (c_a/c_w) max.*
[8]) *Nach einem Verfahren von Klemperer; ZFM Bd 13, Jahrgang 1922.*

Zeichnet man in die gleiche Darstellung die Berührende für die beste Gleitzahl ($c_a/c_w\,max$) ein, so wird man feststellen, daß die kleinste Sinkgeschwindigkeit bei einem höheren Auftriebsbeiwert liegt als der c_a-Wert für den flachsten Gleitflug. Die Bahngeschwindigkeit v errechnet sich in beiden Fällen entsprechend den Erläuterungen zu Formel 13 unter Verwendung des zugehörigen c_a-Wertes; sie ist wegen des größeren c_a-Wertes bei der kleinsten Sinkgeschwindigkeit geringer als im flachsten Gleitflug.

Aus praktischen Gründen, oder um bei Prüfungen (Musterprüfung) die Bauvorschriften zu erfüllen, wird eine möglichst kurze Landung angestrebt. Der Führer richtet hierfür den letzten Teil des Gleitfluges so ein, daß er die Bahngeschwindigkeit, von einem Bestwert für den Gleitflug ausgehend, bis zum Abfangen mit $c_{a_{max}}$ stetig vermindert und die Sinkgeschwindigkeit dadurch stetig vergrößert. Theoretisch wird demnach die Gleitstrecke mit c_a, c_w für $c_a^3/c_w^2\,max$ begonnen und mit $c_{a_{max}}$ beendet. Bezeichnet man für die kleinste Sinkgeschwindigkeit, d. h. für $c_a^3/c_w^2\,max$ die Beiwerte mit c_{a_s} und c_{w_s}, fernerhin für den Höchstauftrieb mit $c_{a_{max}}$ und c_{w_m}, so erhält man für die mittlere Bahngeschwindigkeit v_g und die mittlere Sinkgeschwindigkeit w_g während des besprochenen letzten Teiles des Gleitfluges die zugehörigen Beiwerte c_{a_g} und c_{w_g} zu

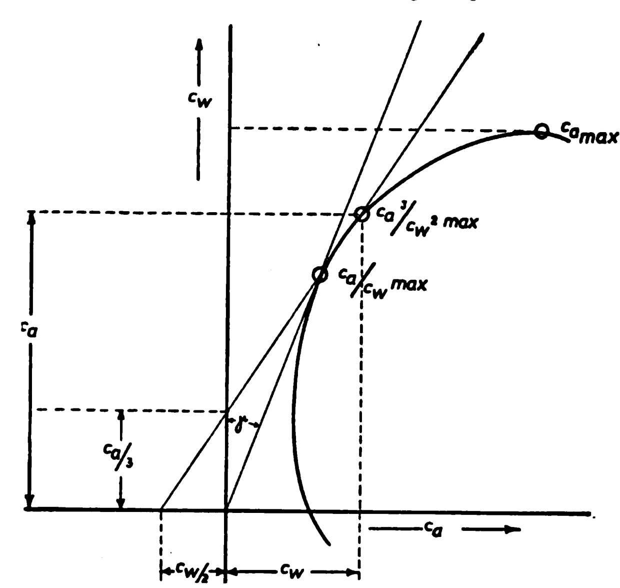


Abb. 6. Berechnung der kleinsten Sinkgeschwindigkeit und besten Gleitzahl

$$c_{a_g} = \frac{c_{a_s} + c_{a_{max}}}{2}\,; \quad c_{w_g} = \frac{c_{w_s} + c_{w_m}{}^{9)}}{2}.$$

Aus der bekannten Beziehung $v = \sqrt{\frac{G \cdot 2g}{\gamma \cdot F \cdot c_a}}$ (siehe auch den vorhergehenden Hinweis und die Erläuterungen zu Formel 13) und der bekannten Formel für die Sinkgeschwindigkeit $w = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2g}{\gamma} \cdot \frac{c_w^2}{c_a^3}}$ erhält man dann in Bodennähe ($\gamma = 1{,}23\ \mathrm{kgm^{-3}}$; $g = 9{,}81\ \mathrm{ms^{-2}}$) mit ausreichender Genauigkeit für eine praktische Berechnung:

[9]) *Dabei wird c_{w_g} nach c_{a_g} aus der Polare entnommen.*

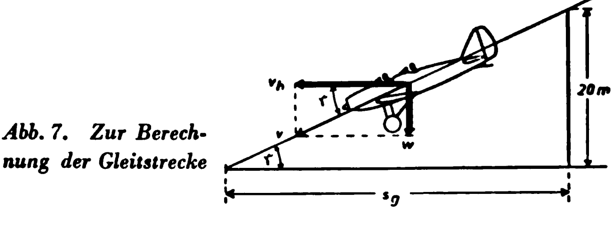


Abb. 7. Zur Berechnung der Gleitstrecke

$$v_g = 4\sqrt{\frac{G}{F}\cdot\frac{1}{c_{a_g}}}\;;\quad w_g = 4\sqrt{\frac{G}{F}\cdot\frac{c^2_{w_g}}{c^3_{a_g}}}\,. \tag{31}$$

Nach Abb. 7 ist $\cos\gamma = \frac{v_h}{v}$, d. h. $v_h = v\cdot\cos\gamma$; da $\cos\gamma$ für kleine Winkel gleich 1 gesetzt werden kann, erhält man $v = v_h$. Es ist damit fernerhin

$$\frac{s_g}{20} = \frac{v_h}{w} = \frac{v}{w} = \frac{v_g}{w_g}\,. \tag{32}$$

Aus 31 und 32 ergibt sich dann

$$s_g = 20\,\frac{v_g}{w_g} = 20\sqrt{\frac{G/F\cdot 1/c_{a_g}}{G/F\cdot c^2_{w_g}/c^3_{a_g}}} = 20\sqrt{\frac{c^3_{a_g}}{c_{a_g}\cdot c^2_{w_g}}} \tag{33}$$

und man erhält als Gleitstrecke

$$\boxed{s_g = 20\,\frac{c_{a_g}}{c_{w_g}}}\,. \tag{34}$$

wobei c_{a_g} und c_{w_g} aus der Gleitflugpolare zu ermitteln sind.

Die Landegeschwindigkeit (s. Abb. 4) ergibt sich — wie vorher die Bahngeschwindigkeit —, wenn man den Auftriebsbeiwert $c_{a_{max}}$ von der Gleitflugpolare der Rechnung zugrunde legt. Sie darf nicht mit der Aufsetzgeschwindigkeit verwechselt werden, die kleiner ist und sich rechnerisch nicht erfassen läßt. Wenn das Flugzeug am Ende des Ausschwebens aufgerichtet wird und durch den dann entstehenden Geschwindigkeitsverlust mehr oder weniger durchsackt, so ist die verbleibende Vorwärtsgeschwindigkeit im wesentlichen auch von der Fallhöhe bis zum Aufsetzen abhängig. Erfolgt z. B. das Abfangen nach dem Gleitflug und das Aufsetzen kurz hintereinander, was bei genügend geringer Abfanghöhe sowie kleiner Gleit- und hoher Sinkgeschwindigkeit möglich ist, so kann theoretisch die Abfanggeschwindigkeit mit der Aufsetzgeschwindigkeit zusammenfallen. Die Aufsetzgeschwindigkeit wird auf photogrammetrischem Wege festgestellt, wie dies bei den Landemessungen im Rahmen von Musterprüfungen erfolgt (s. hierzu Bd 8, Abschn. IV der angeführten Bücherreihe).

Für die Errechnung der Landestrecke s_R ist die Kraftwirkung am Flugzeug beim Auslauf zugrunde zu legen (Abb. 8). Entsprechend der Ableitung für Formel 6 beim Abflug ergibt sich für die Landung, wenn man anstatt der Beschleunigung die Verzögerung $B = \frac{v_L - v_0}{z}$ einsetzt, als Bewegungsenergie und die bei diesem Vorgang geleistete Arbeit:

$$P\cdot s_R = \frac{M}{2}\cdot v_L^2\,. \tag{35}$$

In jedem Augenblick des Rollvorganges herrscht Gleichgewicht aller Kräfte. Wird das Flugzeug mit der unbekannten Kraft P nach vorne gezogen, so wirken dieser Bewegung der

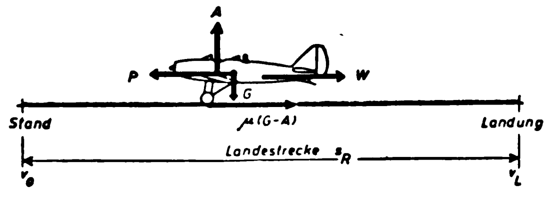


Abb. 8. Kräftewirkung am Flugzeug beim Auslauf

Widerstand W und die Reibung $\mu\cdot(G - A)$ entgegen, es ist dann

$$P = W + \mu\cdot(G - A) \tag{36}$$

Es ergibt sich dann als Arbeit

$$P\cdot s_R = s_R\cdot[W + \mu\cdot(G - A)]\,. \tag{37}$$

Damit erhält man nach Formel 35

$$\frac{M}{2}\cdot v_L^2 = s_R\cdot[W + \mu\cdot(G - A)]\,. \tag{38}$$

Der Widerstand nimmt den Voraussetzungen entsprechend vom Landewiderstand W_L bis Null ab, ebenso der Auftrieb A_L bis Null. Man erhält dann als Mittelwerte

$$\frac{W_L + W_0}{2} = \frac{W_L}{2}\;;\quad \frac{A_L + A_0}{2} = \frac{A_L}{2}\,.$$

Für den Augenblick des Abfangens kann man setzen

$$A_L = G = c_{a_L}\cdot\frac{\gamma}{2g}\cdot v_L^2\cdot F\,.$$

Da die Masse $M = \frac{G}{g}$ ist, ergibt sich dann für Gleichung 38

$$\frac{G}{2g}\cdot v_L^2 = s_R\cdot\left(\frac{W}{2} + \mu\cdot A_L - \frac{\mu\cdot A_L}{2}\right)$$
$$= \frac{s_R}{2}\,(\mu\cdot A_L + W_L)$$
$$= \frac{s_R}{2}\cdot\frac{\gamma}{2g}\cdot v_L^2\cdot F\,(\mu\cdot c_{a_L} + c_{w_L})$$

und damit erhält man

$$s_R = \frac{2G\cdot v_L^2\cdot 2g}{2g\cdot\gamma\cdot v_L^2\cdot F\,(\mu\cdot c_{a_L} + c_{w_L})}$$

d. h. Landestrecke

$$\boxed{s_R = \frac{2G}{\gamma\cdot F(\mu\cdot c_{a_L} + c_{w_L})}}\,. \tag{39}$$

Dabei sind c_{a_L}, c_{w_L} die Beiwerte für den Höchstauftrieb ($c_{a_{max}}$) der Gleitflugpolare. Die Gesamtstrecke des Landevorganges ist dann den Bauvorschriften entsprechend

$$\boxed{s_0 = s_g + s_R}\,. \tag{40}$$

Sollen außer den Strecken auch die Zeiten des Landevorganges errechnet werden, so erhält man — sinngemäß nach den Erläuterungen zu Formel 27 der Abflugzeit — für die Landezeit:

$$s_R = z_R\cdot\frac{v_L}{2}\quad\text{d. h.}\quad z_R = 2\,\frac{s_R}{v_L}\,. \tag{41}$$

Ebenso erhält man für die Zeit der Gleitstrecke

$$s_g = z_g\cdot v_g\quad\text{d. h.}\quad z_g = \frac{s_g}{v_g}\,. \tag{42}$$

Die Landezeit für den ganzen Landevorgang ist dann

$$\boxed{z_0 = z_R + z_g = 2\,\frac{s_R}{v_L} + \frac{s_g}{v_g}}\,, \tag{43}$$

wobei sich die Landegeschwindigkeit v_L nach der bereits angegebenen Formel für den Beiwert $c_{a_{max}}$ (Abfangen) und die Gleitgeschwindigkeit v_g nach Formel 31 ergibt.

Die Anwendung der vorstehend entwickelten Abflug- und Landeformeln bei der Durchführung praktischer Flugmessungen bezieht sich auf die Umrechnung gemessener Werte. In diesem Fall ist die Formel 19 als grundlegende Beziehung zu verwerten, wie dies in Band 8, Abschn. IV, der angegebenen Bücherreihe ausführlich beschrieben ist. An dieser Stelle ist auch auf die Aufstellung von Anlauf- und Auslaufkurven eines Flugzeuges in Abhängigkeit vom Fluggewicht mit Hilfe von Flugmessungen hingewiesen. Für die Ermittlung solcher Kurven auf rein numerischem Wege sind die Formeln 17 und 39 sinngemäß unter Berücksichtigung eines wechselnden Gewichtes G anzuwenden. Ebenfalls kann die Änderung der Abflug- und Landestrecke bei Flugplätzen in höheren Lagen über dem Meeresspiegel durch den Einsatz entsprechender γ-Werte errechnet werden. Für den Abflug ist dabei die Abnahme der Motorleistung mit der Höhe zu berücksichtigen.

Die Kreiselmomente der Luftschraube

von Professor GÜNTHER BOCK,
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

Beim Kurvenflug oder beim Abfangen des Flugzeugs übt die Luftschraube ein Kreiselmoment auf das Flugzeug aus. Bei drei- und mehrflügeligen Schrauben, deren Blätter symmetrisch angeordnet sind, hat das Kreiselmoment die Größe $J_x \cdot \omega_x \cdot \omega_y$[1]); hierbei bedeutet J_x das axiale Trägheitsmoment um die Schraubendrehachse, ω_x die Drehgeschwindigkeit der Schraube um ihre Achse sowie ω_y die Drehgeschwindigkeit des ganzen Flugzeugs um eine zur Schraubenebene parallele Achse (z. B. beim Abfangen die Flugzeugquerachse). Das Kreiselmoment sucht dabei das Flugzeug um eine Achse zu drehen, die senkrecht auf denen der beiden Drehgeschwindigkeiten steht, und ist bei drei- und mehrflügeligen Schrauben während einer Umdrehung der Schraube konstant. Bei zweiflügeligen Luftschrauben dagegen stellt zwar das eben errechnete Kreiselmoment den zeitlichen Mittelwert dar, es schwankt aber um diesen Wert mit einer Frequenz, die gleich der doppelten Drehzahl ist[2]). Außerdem treten hier um die beiden anderen Achsen ebenfalls pulsierende Momente auf. Diese Tatsache ist aus der Theorie des unsymmetrischen Kreisels bekannt[3]); die Rechnungen, die zur Bestimmung der verschiedenen Kreiselmomente durchgeführt wurden, verlangen jedoch meist eine genaue Kenntnis der Kreiseltheorie. Es soll daher hier ein anderer Weg eingeschlagen werden, der von ganz elementaren Überlegungen ausgeht.

Die Betrachtungen sind ferner außer für die Kreiselmomente, die die zweiflügelige Schraube auf das Flugzeug ausübt, auch für die Beanspruchung der Blätter von Luftschrauben beliebiger Blattzahl von Bedeutung.

Der Gedankengang der Rechnung für die beiden Kreiselmomente, deren Achsen senkrecht zur Achse der primären Drehung ω_x stehen, ist folgender: Wir betrachten ein Massenelement der Schraube und berechnen dessen Geschwindigkeit in x-Richtung infolge der beiden Drehgeschwindigkeiten ω_x und ω_y (s. Abb. 1). Durch Differentiation der Geschwindigkeit nach der Zeit erhalten wir die Beschleunigung und daraus den Trägheitswiderstand des Massenelements. Diesen Trägheitswiderstand können wir als äußere Belastung auffassen und finden so die Beanspruchungen der Blätter sowie die Kreiselmomente selbst.

Zur Vereinfachung der Rechnung nehmen wir an, daß die Massenelemente der Luftschraube auf der Schwerachse der Schraubenblätter vereinigt sind und diese Schwerachse geradlinig ist. Diese Annahme trifft für heute gebräuchliche Luftschrauben mit genügender Genauigkeit zu.

Die Drehebene der Luftschraube sei zu Beginn der Rechnung um den Winkel χ aus der $y-z$-Ebene um die y-Achse herausgedreht; nach Berechnung der Beschleunigungen wird der Winkel χ wieder gleich Null gesetzt. In der Drehebene sei das Luftschraubenblatt um den Winkel φ gedreht. Das betrachtete Massenelement der Schraube $d\,m$ liege um den Radius r von dem Mittelpunkt 0 entfernt. Die Drehgeschwindigkeit in der Luftschraubenebene sei mit ω bezeichnet; sie tritt vorerst an Stelle von ω_x.

Wir betrachten zuerst die Geschwindigkeiten und Beschleunigungen in x-Richtung infolge der Drehungen ω und ω_y. Es ist:

$$v_x = r \cdot \cos\varphi \cdot \cos\chi \cdot \omega_y - r \cdot \sin\varphi \cdot \sin\chi \cdot \omega\,.$$

Die Differentiation dieser Gleichung liefert:

$$\frac{d v_x}{d t} = b_x = -r \cdot \cos\varphi \cdot \sin\chi \cdot \omega_y \cdot \frac{d\chi}{d t} - r \cdot \sin\varphi \cdot \cos\chi \cdot \omega_y \cdot \frac{d\varphi}{d t}$$
$$- r \cdot \sin\varphi \cdot \cos\chi \cdot \omega \cdot \frac{d\chi}{d t} - r \cdot \cos\varphi \cdot \sin\chi \cdot \omega \cdot \frac{d\varphi}{d t}.$$

Setzen wir jetzt $\chi = 0$, lassen also die Drehebene mit der $y-z$-Ebene zusammenfallen, so erhalten wir mit

$$\frac{d\chi}{d t} = \omega_y\,; \qquad \frac{d\varphi}{d t} = \omega = \omega_x\,:$$
$$b_x = -2 \cdot r \cdot \sin\varphi \cdot \omega_x \cdot \omega_y\,.$$

Diese Beschleunigung hat einen Trägheitswiderstand zur Folge, der einer äußeren Belastung $d\,p_x$ des Blattes in x-Richtung entspricht. Es ist:

$$d\,p_x = -b_x \cdot d\,m = 2 \cdot r \cdot \sin\varphi \cdot \omega_x \cdot \omega_y \cdot d\,m\,. \qquad (1)$$

Das Biegungsmoment M_b infolge dieser Belastung, das das Blatt nach vorn, also in gleicher Richtung wie der Schub zu biegen sucht, hat dann für den Radius r_1 die Größe:

$$M_b = \int_{r_1}^{R} d\,p_x \cdot (r - r_1) = 2 \cdot \omega_x \cdot \omega_y\,(J_{r_1} - r_1\,S_{r_1}) \cdot \sin\varphi\,. \quad (2)$$

Hierin ist $J_{r_1} = \int_{r_1}^{R} r^2 \cdot d\,m$ das Trägheitsmoment und $S_{r_1} = \int_{r_1}^{R} r \cdot d\,m$ das statische Moment des äußeren Blatteiles bis zum betrachteten Querschnitt bezogen auf die Drehachse.

Zu dem Biegungsmoment des Schubes tritt also aus den Kreiselkräften ein pulsierendes Biegungsmoment hinzu, dessen Frequenz gleich der Drehgeschwindigkeit ω_x ist. Seine Größe sei an einem Beispiel erläutert. Für einen Motor von 1000 PS in 4 km Höhe, der eine Drehzahl von 1300 min^{-1} besitzen möge, beträgt der Schub der Luftschraube bei einer Fluggeschwindigkeit von 400 km/h etwa 500 kg. Die Luftschraube aus Metall besitze 3 Blätter und habe einen Durchmesser von 4 m. Das Biegungsmoment, das ein Blattquerschnitt am Luftschraubenschaft in einer Entfernung von 0,25 m von der Nabe infolge des Schubes erfährt, beträgt dann etwa 200 mkg. Nehmen wir jetzt an, daß das Flugzeug bei dieser Fluggeschwindigkeit mit einer Beschleunigung von 6 g abgefangen wird, so entsteht hierbei eine Drehgeschwindigkeit $\omega_y = 0{,}53\ \text{sec}^{-1}$.

[1]) *Vgl. z. B. Hütte, 26. Aufl., Bd I, S 292.*
[2]) *Vgl. z. B. Lürenbaum und Behrmann, Jahrbuch 1937 der Deutschen Luftfahrtforschung II, S 107.*
[3]) *Vgl. z. B. Grammel, Der Kreisel, 1920, S 212.*

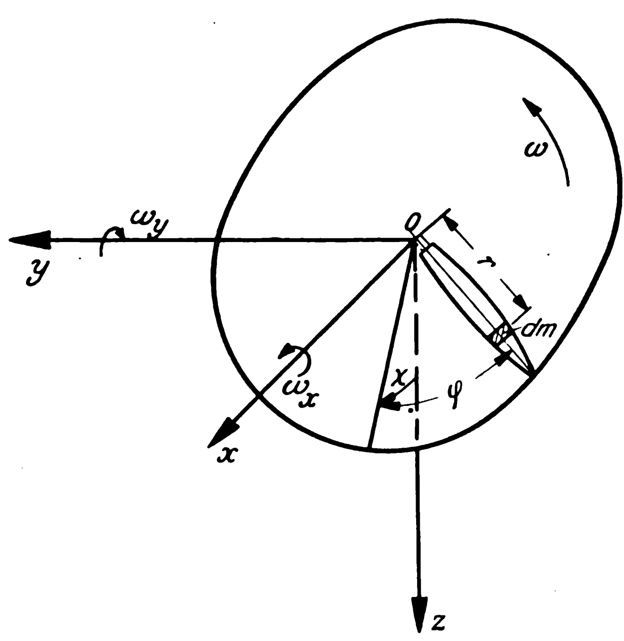


Abb. 1. Die Bewegung der Luftschraube bei gekrümmter Flugbahn

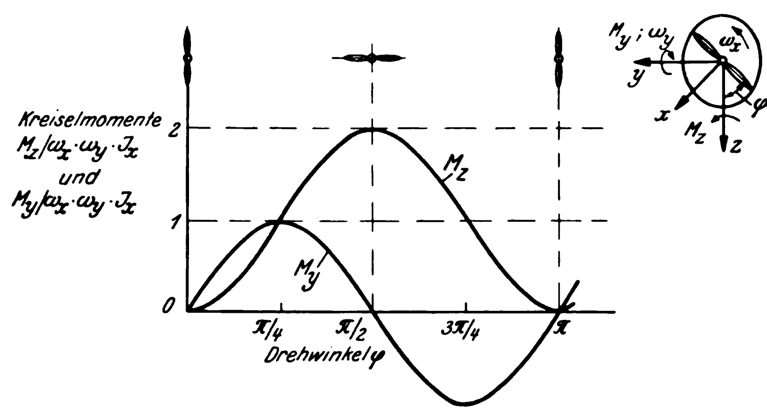


Abb. 2. Die Kreiselmomente M_z und M_y der zweiflügeligen Luftschraube beim Abfangen

Der Verlauf der Kreiselmomente um die z- und y-Achse ist in Abb. 2 über dem Drehwinkel φ dargestellt. Die Blattstellungen sind dabei schematisch angegeben.

Für einen Motor von 400 PS und einer Drehzahl von 1800 min^{-1}, der eine zweiflügelige Metall-Luftschraube von 2,8 m Durchmesser mit einem axialen Trägheitsmoment $J_x = 1{,}2$ mkg sec^2 besitzen möge, beträgt unter Annahme einer Drehgeschwindigkeit $\omega_y = 0{,}53$ sec^{-1}, die auch oben zugrunde gelegt wurde, die Amplitude $\omega_x \cdot \omega_y \cdot J_x$ der Kreiselmomente 120 mkg.

Durch die Drehung um die y-Achse (siehe Abb. 1) treten nun am Blatt auch Zentrifugalkräfte auf; an einem Massenelement dm, das um die Strecke r vom Mittelpunkt entfernt liegt, ist ihre Größe:

$$dZ = \omega_y^2 \cdot r \cdot \cos\varphi \cdot dm.$$

In einem Querschnitt am Radius r_1 entsteht hierdurch erstens eine zusätzliche Zentrifugalkraft in Richtung des Blattes, die die Größe

$$\int_{r_1}^{R} dZ \cdot \cos\varphi = \frac{\omega_y^2}{2}\,(1 + \cos 2\varphi) \cdot S_{r1}$$

hat und zu der Zentrifugalkraft aus der Drehgeschwindigkeit ω_x hinzutritt sowie zweitens ein Biegungsmoment in der Drehebene von der Größe

$$M_{bx} = -\int_{1}^{R} dZ \cdot r \cdot \sin\varphi = -\frac{\omega_y^2}{2} \cdot (J_{r1} - r_1 \cdot S_{r1}) \cdot \sin 2\varphi. \quad (6)$$

Die Bezeichnungen sind hier wie in Gl. (2) gewählt.

Entsprechend ergibt sich für die zweiflügelige Schraube ein pulsierendes Kreiselmoment um die x-Achse

$$M_x = -\frac{\omega_y^2}{2} \cdot J_x \cdot \sin 2\varphi. \quad (7)$$

Gegenüber dem Drehmoment der Luftschraube ist dieses Kreiselmoment meist sehr klein. So beträgt beispielsweise für den eben genannten 400 PS-Motor unter den gleichen Bedingungen, wie sie für Abb. 2 gelten, die Amplitude $\frac{\omega_y^2}{2} \cdot J_x$ des Kreiselmoments 0,17 mkg, während das Motordrehmoment, bezogen auf die Luftschraubenwelle, 160 mkg groß ist.

Bei der drei- und mehrflügeligen Schraube tritt ein Kreiselmoment um die x-Achse nicht auf.

Zusammenfassend ergibt sich also folgendes:

Bei einer Drehung des ganzen Flugzeugs entstehen infolge von Massenkräften zusätzliche pulsierende Biegungsmomente der Luftschraubenblätter. Das Biegungsmoment senkrecht zur Drehebene (s. Gl. 2) hat die Frequenz der Drehzahl und kann die Größe des Biegungsmoments aus dem Schub erreichen. Das Biegungsmoment in der Drehebene (s. Gl. 6) hat die Frequenz der doppelten Drehzahl und ist gegenüber dem aus dem Drehmoment der Luftschraube vernachlässigbar klein.

Von den auf das Flugzeug wirkenden Kreiselmomenten hat das Moment, dessen Achse senkrecht auf den Drehachsen steht, den zeitlichen Mittelwert $\omega_x \cdot \omega_y \cdot J_x$; bei der zweiflügeligen Schraube pulsiert das Kreiselmoment um diesen Mittelwert zwischen Null und dem doppelten Wert mit einer Frequenz gleich der doppelten Drehzahl (s. Gl. 4), bei einer drei- oder mehrflügeligen Schraube ist das Kreiselmoment konstant. Ferner tritt bei der zweiflügeligen Schraube ein Kreiselmoment um die Achse der sekundären Drehung ω_y auf, das mit der gleichen Amplitude und Frequenz wie das eben genannte pulsiert, jedoch den Mittelwert Null besitzt (s. Gl. 5) sowie ein Kreiselmoment um die primäre Drehachse (s. Gl. 7), das jedoch gegenüber den übrigen Momenten meist vernachlässigt werden kann. Bei der drei- und mehrflügeligen Luftschraube sind Kreiselmomente um die beiden Drehachsen nicht vorhanden.

Mit einem Wert $J_{r_1} - r_1 \cdot S_{r_1} = 2{,}0$ mkgsec^2 folgt hierzu ein Biegungsmoment aus den Kreiselkräften von etwa 300 mkg, das mithin 150 % des Biegungsmoments aus dem Schub beträgt und im Gegensatz zu diesem eine Wechselbeanspruchung hervorruft.

Gehen wir jetzt zu dem Kreiselmoment der ganzen Luftschraube über. Dabei wollen wir zuerst das Moment um die z-Achse betrachten und hierbei die Wirkung eines Blattes ins Auge fassen, das den Drehwinkel φ (s. Abb. 1) besitze. Mit Hilfe der Gl. (1) ergibt sich

$$M'_z = \int_0^R dp_x \cdot r \cdot \sin\varphi = 2 \cdot \omega_x \cdot \omega_y \cdot J'_x \cdot \sin^2\varphi$$

worin $J'_x = \int_0^R r^2 \cdot dm$ das Trägheitsmoment eines Blattes, bezogen auf die x-Achse ist. Hierfür können wir auch schreiben:

$$M'_z = \omega_x \cdot \omega_y \cdot J'_x\,(1 - \cos 2\varphi). \quad (3)$$

Für die zweiflügelige Luftschraube ist also das Kreiselmoment, das sich aus der Wirkung beider Blätter zusammensetzt:

$$M_z = \omega_x \cdot \omega_y \cdot J'_x \cdot [1 - \cos 2\varphi + 1 - \cos 2(\varphi + \pi)]$$

oder

$$M_z = \omega_x \cdot \omega_y \cdot J_x\,(1 - \cos 2\varphi). \quad (4)$$

Hierbei ist $J_x = 2 \cdot J'_x$ das axiale Trägheitsmoment der gesamten Schraube, bezogen auf die x-Achse.

Das Kreiselmoment der zweiflügeligen Schraube schwankt also um einen Mittelwert von der Größe $\omega_x \cdot \omega_y \cdot J_x$ mit der Periode der doppelten Drehzahl; seinen Kleinstwert Null erreicht es bei senkrechter Stellung der Blätter, seinen Größtwert, der gleich dem doppelten Mittelwert ist, bei waagerechter Blattstellung.

Wie sich leicht übersehen läßt, fällt für drei- und mehrflügelige Luftschrauben bei symmetrischer Anordnung der Blätter, wie sie stets üblich ist, in Gl. (4) das Glied $\cos 2\varphi$ weg, und das Kreiselmoment hat den bekannten konstanten Wert von $\omega_x \cdot \omega_y \cdot J_x$.

Das Kreiselmoment um die y-Achse erhalten wir durch eine sinngemäße Überlegung aus Gl. (1). Es ist für eine zweiflügelige Schraube:

$$M_y = \omega_x \cdot \omega_y \cdot J_x \cdot \sin 2\varphi. \quad (5)$$

Das Kreiselmoment der zweiflügeligen Schraube um die y-Achse pulsiert also um den gleichen Betrag und mit der gleichen Frequenz wie das Kreiselmoment um die z-Achse; sein Mittelwert ist jedoch gleich Null. Seine Größtwerte, die bei den 45°-Stellungen der Schraube auftreten, sind gleich dem Mittelwert des Kreiselmoments um die z-Achse. Bei drei- und mehrflügeligen Schrauben wird das Kreiselmoment um die y-Achse zu Null.

15 Jahre Deutsche Lufthansa

Die ersten Jahrzehnte sind im Rahmen der Entwicklung eines neuen Verkehrszweiges eine so kurze Zeitspanne, daß man daran eigentlich keine allzugroßen Erwartungen knüpfen darf. Um so mehr wird man anläßlich des erst fünfzehnjährigen Bestehens der Deutschen Lufthansa die Leistungen dieses Unternehmens würdigen müssen.

Gegründet am 6. Januar 1926 als Einheitsgesellschaft des Luftverkehrs in Deutschland, waren der Lufthansa große Aufgaben gestellt und eine Verpflichtung auferlegt, die über die rein geschäftliche und technische Abwicklung eines Verkehrsbetriebes hinausging. In jener Zeit, als es in Deutschland erst eine schwache Luftsportbewegung und noch keine Luftwaffe gab, war der Luftverkehr der bedeutendste Träger des Luftfahrtgedankens überhaupt. Es galt, nicht nur Verkehr an sich zu treiben, sondern auch zunächst einmal dem Luftfahrzeug als Verkehrsmittel Geltung im deutschen Volk zu verschaffen, aber auch die Entwicklung des technischen Gerätes so zu fördern, daß den Anforderungen eines regelmäßigen und sicheren Verkehrs entsprochen werden konnte.

Der rein betriebsmäßige Aufstieg des deutschen Luftverkehrs seit Bestehen der Lufthansa geht aus den Verkehrsleistungen hervor: In 15 Jahren wurden rd. 2,1 Millionen Gäste, 24 000 t Post und 20 000 t Fracht befördert, dabei wurden etwa 200 Millionen Kilometer geflogen. Die Kilometerleistung im Jahre 1926 betrug rd. 6 Millionen Kilometer, im letzten vollen Friedensjahr dagegen 25 Millionen Kilometer. 1926 betrug die Zahl der Fluggäste 37 600, im Jahre 1938 nicht weniger als 290 000. Die Streckennetzlänge stieg in der gleichen Zeit von 19 600 km auf etwa 90 000 km. Hand in Hand mit dieser außerordentlichen Steigerung der Verkehrsleistungen ging eine stetige Verbesserung der Eigenwirtschaftlichkeit.

Hinter den Zahlen des Verkehrsbetriebes verbergen sich aber Leistungen und Fortschritte, die beinahe schwerer wiegen als beförderte Tonnen und geleistete Tonnenkilometer, nämlich ein wesentlicher Anteil an der technischen Entwicklung der Luftfahrt überhaupt.

Es ist zwar nicht Aufgabe einer Luftverkehrsgesellschaft, technische Entwicklung zu treiben. Aber so, wie auch Eisenbahn und Schiffahrt stets von der verkehrsmäßigen Seite her die Technik befruchtet und gefördert haben — und sei es nur durch die Aufgabenstellung bei der Auftragsvergebung —, so hat auch die Lufthansa stets in enger Zusammenarbeit mit Forschung und Industrie an der Lösung vieler technischer Probleme mitgewirkt. Dieser Teil ihrer bisherigen Arbeit war indessen keineswegs nur zufälliger oder zwangsläufiger Art; ihre bewußt ausgeübte treibende Kraft in Fragen der technischen Entwicklung bildet vielmehr ein besonderes Kennzeichen für den Aufbau des deutschen Luftverkehrs. Viele andere große Luftverkehrsgesellschaften des Auslandes, als Musterbeispiel die ehemalige britische Imperial Airways, haben demgegenüber eine sehr viel weniger fruchtbare Auffassung von Luftverkehrsentwicklung gezeigt.

An Möglichkeiten der Mitarbeit an der Luftfahrttechnik hat es für eine Luftverkehrsgesellschaft in den letzten anderthalb Jahrzehnten nicht gefehlt. Es war dies die Zeit, in der sich dank vieler Fortschritte auf Nebengebieten der Luftfahrttechnik der Übergang vom „Fliegen an sich" zur vollkommenen Beherrschung des Fliegens unter allen Bedingungen vollzog. Hier in fortschrittlichem Geist neue Möglichkeiten versucht zu haben und vorausschauend der Technik auf neuen Wegen gefolgt zu sein, ist ein Verdienst, das allein die Arbeit der Deutschen Lufthansa in den letzten 15 Jahren rechtfertigen würde.

Das Fluggerät, mit dem die neue Einheitsgesellschaft 1926 den Luftverkehr aufnahm, war nicht schlecht, wenn auch in vieler Beziehung unvollkommen. Es ist nur natürlich, wenn der Verkehr bei der Industrie vor allem immer wieder auf die Schaffung neuer und verbesserter Flugzeug- und Motorenmuster drängte. Die heute im Luftverkehr vieler Länder eingesetzten deutschen Verkehrsflugzeuge, angefangen von dem Muster Junkers Ju 52 bis zu den viermotorigen Großflugzeugen, sind in ihrer technischen Durchbildung auch durch die Forderungen des Verkehrs an die Hersteller und auf Grund der Verkehrserfahrungen mehr oder weniger stark beeinflußt. In bestimmten Fällen, wie z. B. beim Schwerölmotor, hat der Luftverkehr durch unentwegtes Festhalten an einem neuen technischen Gedanken die Entwicklung bis zur Betriebsreife trotz mancher Fehlschläge überhaupt erst durchgesetzt.

Ähnlich war der Beitrag, den die Deutsche Lufthansa beispielsweise für die Vervollkommnung der Flugsicherung durch Funkpeilung und Landefunkfeuer geliefert hat. Wenn auch der Flugsicherungsdienst durch das Reich unmittelbar ausgeübt wird, so wäre seine Entwicklung bis zur heutigen Vollkommenheit undenkbar gewesen, wenn nicht der Verkehr auf die gebotenen Hilfen der Flugsicherung mit Verständnis eingegangen wäre. Durch schrittweise Steigerung der Anforderungen an die fliegenden Besatzungen, oder z. B. bei der Schlechtwetterlandung durch den Einsatz der Besatzungen selbst, sind hier früher als anderswo Fortschritte mehr erkämpft denn als Geschenk dankbar hingenommen worden.

Ferner verdient daran erinnert zu werden, daß es der deutsche Luftverkehr war, der dem Gedanken des Blindfluges zum Durchbruch verholfen hat. Heute mag der Entschluß, die Möglichkeit des Blindfliegens für den Luftverkehr restlos auszunutzen, nicht mehr als besonderes Verdienst erscheinen. Tatsächlich war es ein ganz großer Schritt nach vorn, als die Forderung aufgestellt und verwirklicht wurde, daß der Blindflug nicht nur Sache einzelner besonders befähigter Besatzungen sein dürfe, sondern im Luftverkehr von jedem Flugzeugführer beherrscht und angewendet werden müsse.

In frischer Erinnerung dürften dagegen die Leistungen der Deutschen Lufthansa auf dem Gebiete des Transozean-Luftverkehrs sein. Seit 1934 war der regelmäßige Verkehr über den Südatlantik eingerichtet, und 1936 waren die ersten Versuchsflüge über den Nordatlantik durchgeführt, die schon 1938 zu einem regelmäßigen Verkehr hätten ausgebaut werden können, wenn es nicht auf der anderen Seite des Atlantik an Verständnis gefehlt hätte. Viele Versuche und viel technische Arbeit sind den von der Lufthansa beflogenen Transozeanstrecken vorausgegangen. Auch hier war in mancher Beziehung technisches Neuland zu erschließen. Dies gilt vor allem für den Einsatz der Flugzeugschleuder und der Schleuderschiffe, Einrichtungen, die erstmalig von der Lufthansa verkehrsmäßig in Anwendung gebracht wurden und dem regelmäßigen Luftverkehr große Seestrecken zu so früher Zeit erschlossen haben.

Von dem großen Anteil der Deutschen Lufthansa an dem Fortschritt der Luftfahrttechnik konnten hier nur einige der wesentlichsten Punkte gestreift werden. Sie mögen jedoch genügen, um zugleich eine Vorstellung davon zu geben, was die Arbeit des Luftverkehrs für den Aufbau der Luftwaffe bedeutete: eine Grundlage, auf der vor allem technisch in vielen Dingen des Flugbetriebes aufgebaut werden konnte. Sogar das für den Luftverkehr entwickelte Fluggerät konnte teilweise zur Schulung eingesetzt werden und als Vorbild für neu zu schaffende Kriegsflugzeuge dienen; es sei hierbei nur an die Muster Junkers Ju 52, Dornier Do 18, Heinkel He 111 oder Focke-Wulf Fw 200 gedacht. Hiermit hat die Arbeit der Deutschen Lufthansa eine Auswirkung erfahren, die heute ihre höchste Bewährung im Kampf um den Endsieg findet. *R. S.*



FORSCHUNGS-KURZBERICHTE

Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S = Seiten, Sp = Spalten, L = Lichtbilder, Sk = Skizzen, Sb = Schaubilder, Z = Zahlentafeln, F = Formelrechnungen, f = ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Bodendienst

Flugplatzleuchten. P 77

E. Mießner, H. Walter und K. Hengst: Flugsicherungseinrichtungen auf einem neuzeitlichen Flughafen; AEG-Mitt. N 11/12 (XI/XII 40), S 245/265 (42 Sp, 14 L, 12 Sk, 3 Sb).

Bei der Befeuerung von Flughäfen sind zu unterscheiden: Hindernisfeuer, auch für die Anschwebezone, Randfeuer, Landerichtungsweiser, Landebahnleuchten, Platzfeuer zum Kennzeichnen des Hafens, bei schlechter Sicht außerdem: Anflug- und Drehfeuer in der Peilschneise sowie Bodenfeuer längs der Schlechtwetter-Landebahn. — Die Landebahnleuchten (s. Abb. 1 und 2) sind wegen

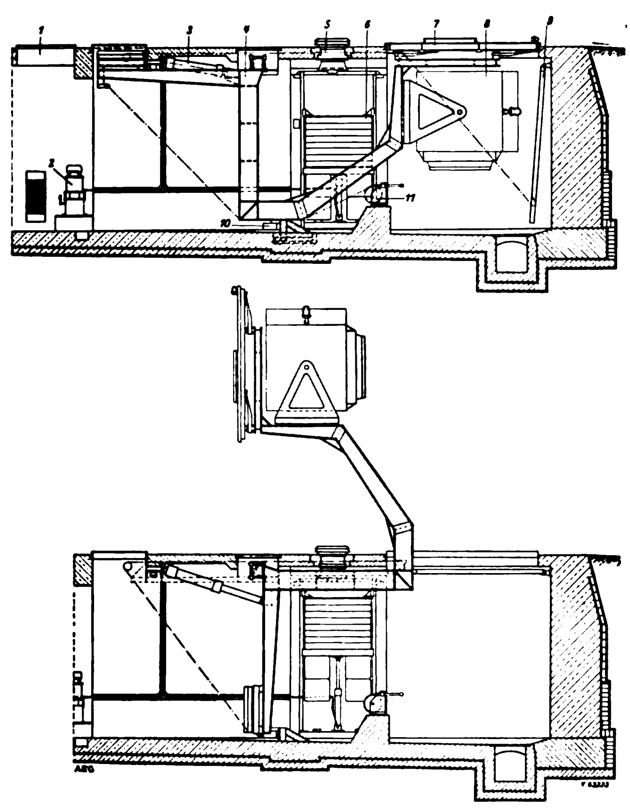


Abb. 1 und 2. *Versenkbare AEG-Landebahnleuchte, 9 kW*

1 = Einsteigöffnung, 2 = Ölpumpe, 3 = Hubkolben, 4 = Tragarm mit Gegengewicht, 5 = Lüfter, 6 = Druckspeicher, 7 = gefederte Abdeckklappe, 8 = Landebahnleuchte, 9 = Schutzklappe, 10 = Anschlag mit Stoßdämpfer, 11 = Notwinde

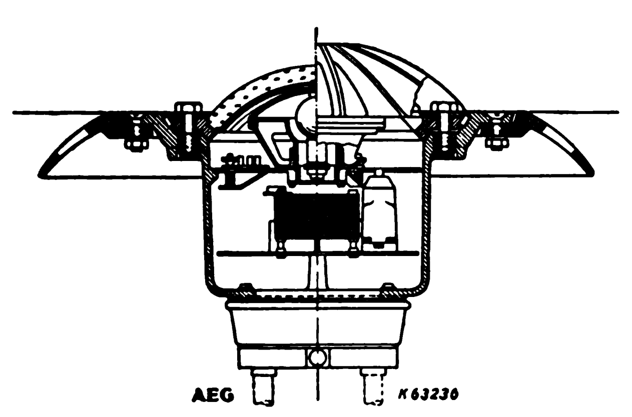


Abb. 3. AEG-Bodenfeuer, 100 W, für die Landebahn

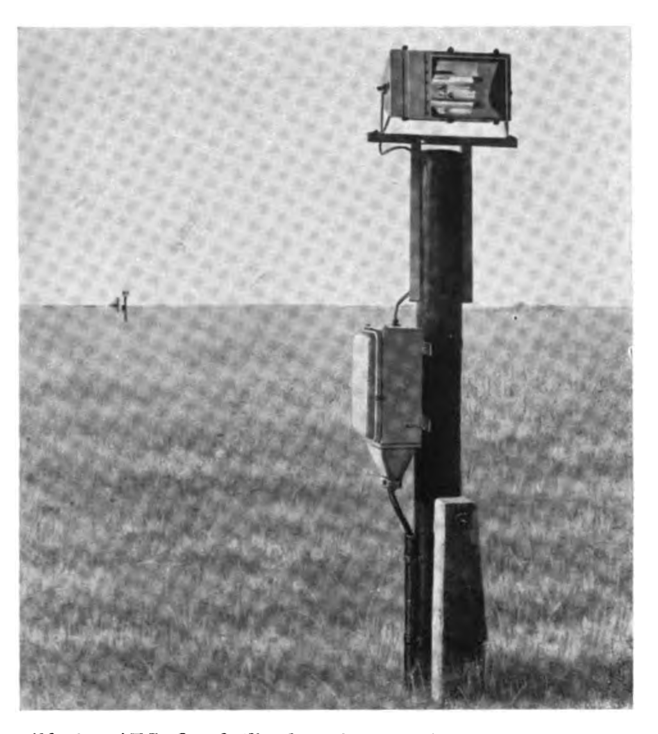


Abb. 4. AEG-Quecksilberdampf-Feuer für die Anfluggrundlinie, 3,7 A, 220 V

der wechselnden Windrichtung am Rollfeldumfang verteilt, also wahlweise einschaltbar. Um Bodenschatten zu vermeiden, muß die Lichtpunkthöhe 3,2 m betragen. Daher werden die jeweils nicht benutzten Leuchten zweckmäßig eingefahren (s. Abb. 1 und 2). — Bodenfeuer zum Kennzeichnen der Schlechtwetter-Landebahn in grüner, weißer oder roter Farbe müssen sich einbauen lassen, überrollbar und wetterbeständig sein sowie das Licht in flachen Winkeln austreten lassen (s. Abb. 3). Ihr Abstand beträgt 50 m, ihre Lichtstärke 360 HK; sie kann bei schwachem Nebel durch Ändern des Spannungsabgriffs am Umspanner vermindert werden. — Die Peilschneise wird durch Quecksilberdampf-Leuchten (s. Abb. 4) in je 100 m Abstand gekennzeichnet. Ein Gußkasten enthält den Zwischenumspanner. Als Voreinflugzeichen dienen zwei gleichstarke Drehfeuer, die durch einen Drehregler gleichläufig gehalten werden. Sämtliche Feuer werden von der Lichtwarte aus ferngeschaltet. — Die Windrichtungs-Meßanlage besteht aus zwei leichtgängigen Windfahnen, die auf je ein Anzeigegerät am Schaltpult melden. Nach dem Mittelwert werden dann die Landungsweiser am Rollfeld ferngesteuert.

E. Foku 41 03 01

Festigkeit

Schubspannungsverteilung in Schalen. A 22 23

Paul Kuhn: Some Elementary Principles of Shell Stress Analysis with Notes on the Use of the Shear Center; NACA TN 691 (1 39), Washington (45 S, 45 Sk, 1 Z, F).

Für Schalen, die auf Biegung und Drillung beansprucht werden, lassen sich, wie zwölf ausgeführte Beispiele zeigen, die Verteilung der Schubspannungen und der Schubmittelpunkt nach einer Reihe Formeln bestimmen. Die einfachen Theorien der Biegung und Drillung müssen, möglichst getrennt, berichtigt werden, wenn es sich um das Gebiet nahe der Einspannstelle handelt (vgl. Foku 35 11 17, 41 02 05). E. Foku 41 03 02

Spannungsverteilung in dünnwandigen Zylindern. **A 22 23**

P. Cicala: Sul calcolo dei solidi cilindrici in parete sottile; Aerotecn. Bd 20, N 10 (X 40), S 735/746 (12 S, 1 Sk, F).

Die Spannungsverteilung in versteiften Zylinderschalen läßt sich für beliebige Querschnitte, Lasten und Einspannungen verhältnismäßig einfach ermitteln, wenn man annimmt, daß die Querversteifungen, die in ihrer Ebene unendlich starr sein sollen, stetig über die Länge verteilt sind (vgl. Foku 40 09 01, 40 11 01). Bei der allgemeinen Lösung der Aufgabe können die Abweichungen von der elementaren Trägerberechnung als Störungen im Spannungszustand behandelt werden, die sich von den Singularitätsstellen des Spannungsfeldes her ausbreiten. Die Anwendung auf versteifte ebene Bleche als Wände eines Kastenholms wurde mit anderen Berechnungen (vgl. Foku 41 02 05) verglichen. E. Foku 41 03 03

Knickstab mit außermittiger Last. **A 22 22**

J. Cassens: Knickbiegeversuche; Lufo Bd 17, Lfg 10 (26 X 40), S 306/313 (16 Sp, 4 Sk, 10 Sb, 1 Z, F).

Die Ergebnisse von Knickbiegeversuchen stimmen hinreichend genau mit der Rechnung überein. Zum Vergleich eignet sich eine Darstellung, die vom Werkstoff abhängig, aber anschaulich ist. Ein exzentrisch belasteter Stab mit offenem Querschnitt hält bei großer Schlankheit höhere Längskraft als für Drillknickung.

E. Foku 41 03 04

Drehsteifheit von Wellen mit Zahnkupplung. **A 25 43**

Gerhard Schemberger: Untersuchung über die Drehsteifigkeit von Wellen mit Hirth-Verzahnung; MTZ Bd 2, N 10 (X 40), S 328/329 (4 Sp, 1 L, 1 Sk, 3 Sb, F).

Durch ruhende Drillmomente wurde der Verdrehwinkel zweier Wellenstücke gemessen, um die Drehfederung zu bestimmen: eines unverzahnten und eines mit Hirth-Verzahnung. Eine „Drehsteifheitszahl", die im Nenner den zusätzlichen Drehwinkel infolge der Verzahnung enthält und sich auf ein Wellenstück von der Länge gleich der Zahnhöhe bezieht, liefert Schaubilder der Steifheiten für verschiedene Zähnezahlen. E. Foku 41 03 05

Flugmechanik

Flugleistungen mit Verstellschrauben gleichbleibender Drehzahl. **P 31 93**

Ezio Lorenzelli: Calcolo delle caratteristiche di volo per velivoli con eliche a passo variabile regolate a numero di giri costante; Aerotecn. Bd 20, N 7/8 u 9 (VII/VIII u IX 40) S 581/594 u 682/694 (27 S, 1 Sk, 8 Sb, 5 Z, F, f 1 Sb).

Zum Berechnen der Flugleistungen mit Verstellschrauben gleichbleibender Drehzahl wird der Schraubendurchmesser ausgeschaltet, eine von der Höhe unabhängige Drehmomentzahl eingeführt und mit zwei Vergleichswerten gearbeitet, die von drei Kennwerten der Schraube, von der Widerstandszahl bei unendlicher Spannweite, der Leistungsbelastung bezogen auf die Geschwindigkeit, der Streckung und dem Luftdichteverhältnis abhängen. Die Schraubenkennwerte enthalten außerdem den Wirkungsgradverlauf über den Fortschrittsgrad und die Höhenabnahme der Motorleistung. Mit den beiden Vergleichswerten liefert ein einziges Schaubild den Leistungsbedarf, die Höchstgeschwindigkeit und die Steigfähigkeit. Entsprechend folgt aus zwei andern Vergleichswerten die Flugweite (vgl. Foku 41 01 06). E. Foku 41 03 06

Längsstabilität und Selbststeuerung. **P 31 71**

Alexander Klemin, Perry A. Pepper und Howard A. Wittner: Longitudinal Stability in Relation to the Use of an Automatic Pilot; NACA TN 666 (VI 38), Washington (45 S, 23 Z, F, f 2 Sk, 22 Sb).

Durch die Selbststeuerung wird der Anstellwinkel beschränkt; der Einfluß auf die Längsstabilität wurde mit den üblichen Vernachlässigungen untersucht. Es ergaben sich vereinfachte Gleichungen für den Einfluß der Selbststeuerung auf ein gegebenes Flugzeug. Durch einen Kreiselstabilisator läßt sich die Längsstabilität steigern; die kurzen Schwingungen werden aber rascher und sind schlechter gedämpft; die lange Schwingung zerfällt dagegen in zwei aperiodische Bewegungen. Statische Längsstabilität und -dämpfung sind daher gesichert. Man darf also von der üblichen Bauart abweichen, wenn man eine Selbststeuerung hat. Auch Böen geben kleinere Nickbewegungen, vor allem Böen von vorn; daß die Bö das Leitwerk später trifft als den Tragflügel, ist unerheblich. E. Foku 41 03 07

Flugströmungslehre

Druckverteilung an Tragflügeln mit Fowler-Klappen. **P 31 15**

Carl J. Wenzinger und Walter B. Anderson: Pressure Distribution Over Airfoils with Fowler Flaps; NACA Rep. 620 (1938), Washington (38 Sp, 1 L, 111 Sk, 7 Sb, 9 Z).

Im NACA-Windkanal von $2{,}1 \times 3{,}0$ m und im senkrechten Kanal von 1,5 m wurde die Druckverteilung an Tragflügeln vom Schnitt Clark Y bzw. NACA 23 012 mit Fowler-Klappen vom gleichen Schnitt gemessen (vgl. Luru 33 19 11, Foku 34 07 01, 34 12 13, 36 09 07, 37 03 25, 37 04 08, 38 06 14). Die Klappen hatten 20 bzw. 30 bzw. 40 % der Tragflügeltiefe. Bei den Druckmessungen auf Ober- und Unterseite eines Schnitts wurden die Anstellwinkel verändert und die Klappen auf Höchstauftrieb gesetzt. Größere Klappentiefe vermehrt bei gegebenem Gesamtauftrieb den Anteil der Klappe an der Luftkraftaufnahme, sie vermindert das Druckgefälle, also die Neigung zum Überziehen. Die höchsten Normalkraftzahlen sind kleiner als früher angenommen (vgl. NACA Rep. 534) und etwa die gleichen wie bei Hinter- und einfachen Spreizklappen.

E. Foku 41 03 08

Schallnahe Strömungen an symmetrischen Joukowski-Schnitten. **A 35 4**

Carl Kaplan: Compressible Flow About Symmetrical Joukowski Profiles; NACA Rep. 621 (1938), Washington (27 Sp, 5 Sk, 3 Sb, 4 Z, F).

Aus dem Verfahren von *Poggi* ergibt sich ein allgemeiner Ausdruck für den Geschwindigkeitszuwachs infolge der Zusammendrückbarkeit beim Umströmen irgendeines Hindernisses. Für die Lösung muß eine Fourier-Reihe des Geschwindigkeitsquadrats bekannt sein. Die Anwendung auf symmetrische Joukowski-Schnitte liefert als erste Näherung das Ergebnis ohne Zusammendrückbarkeit; die zweite Näherung ist hinreichend genau. Man erhält auch Ausdrücke für Auftrieb und Moment, ferner die Geschwindigkeits- und Druckverteilung um die Profile und die kritische Machzahl, bei der die örtliche Schallgeschwindigkeit an der Tragflügeloberfläche erreicht wird (vgl. Foku 36 07 23, 40 11 16). E. Foku 41 03 09

Druckverteilung an Flügeln mit Hinter- und Schlitzklappen. **P 31 15**

Carl J. Wenzinger und James B. Delano: Pressure Distribution Over an N. A. C. A. 23 012 Airfoil with a Slotted and a Plain Flap; NACA Rep. 633 (1938), Washington (64 Sp, 216 Sk, 13 Sb, 2 Z, F).

Im NACA-Windkanal von $2{,}1 \times 3{,}0$ m wurde die Druckverteilung an einem Tragflügel, Schnitt NACA 23 012, $b = 2{,}1$ m, $l = 0{,}9$ m, mit einer Hinterklappe von 20 % der Flügeltiefe und einer Schlitzklappe von 26 % mit verschobenem Anlenkpunkt gemessen. Durch Seitenbegrenzung wurde ebene Strömung hergestellt. Die Ergebnisse ließen sich in Kurventafeln darstellen, die zum Entwerfen von Rippen, Klappenfachwerken und Leitwerken dienen können (vgl. Foku 37 03 25, 37 04 08, 38 06 14, 41 03 08). E. Foku 41 03 10

Doppelflugboot-Rumpf im Schleppkanal. **P 39 93**

John M. Allison: Tank Tests of a Model of One Hull of the Savoia S-55-X Flying Boat - N. A. C. A. Model 46; NACA TN 635 (I 38), Washington (11 S, 4 Z, F, f 8 L, 3 Sk, 21 Sb).

Im NACA-Schleppkanal wurde ein Flugbootrumpf des italienischen „Savoia S-55-X" als „Modell 46" in einem größeren Geschwindigkeits-, Last- und Trimmbereich untersucht (vgl. Foku 34 01 17, 34 08 08, 34 12 10, 35 02 10, 37 01 35). Die Ergebnisse wurden zum Vergleich mit anderen Booten dimensionslos dargestellt. Der Widerstand ist bei der besten Trimmlage für alle Geschwindigkeiten und Lasten sehr günstig. Das stabile Trimmoment ist bei der besten Trimmlage sehr groß. Das Doppelflugboot hat auch bessere Starteigenschaften als ein angenommenes mit der Rumpfform NACA 35, die mit Keilstufe im Schlepptank entwickelt wurde, bei $G = 10{,}7$ t. E. Foku 41 03 11



Meßtechnik

Echoverfahren mit Funkwellen zum Messen der Höhe von Grenzschichten. P 55

Albert W. Friend: Developments in Meteorological Sounding by Radio Waves; J. Aeron. Sciences Bd 7, N 8 (VI 40), S 347/350 (7½ Sp, 1 L, 8 Sb, 1 Z).

Die Höhe der Grenze von Luftmassen oder von anderen Unstetigkeiten in der Luft mit raschem Wechsel der Dielektrizitätskonstanten kann dadurch laufend verfolgt werden, daß man mit einem kleinen Sender eine gleichmäßige Folge sehr kurzer Funkwellenstöße ausstrahlt und die Teilreflexionen in weniger als 200 m Abstand mit einem besonderen Fernsehempfänger auf dem Schirm einer Kathodenstrahlröhre aufnimmt, deren Strahl quer zu den Auslenkungen durch die Zeichen ständig verschwenkt wird. So entsteht eine Kurve mit dem unmittelbaren Stoß und den verschieden starken Echostößen. E. Foku 41 03 12

Fahrgestell-Stoßprüfung. P 39 91-8

W. C. Trautman: Drop Test of Shock Absorber. Testing new equipment is always of great importance. Equally important is the design of test apparatus to make sure that the results are accurate. Bendix Aviation's photographic apparatus should prove of great value; Aviat. Bd 39, N 10 (X 40), S 55 u. 94 (4½ Sp, 1 L, 1 Sb).

Beim Aufstoßen des Fahrwerks tritt die Höchstlast während $^1/_{40}$ bis $^1/_{60}$ s auf. Beim Prüfen muß man also rasch und genau aufzeichnen. Dazu diente bei der Bendix Aviation, Ltd., zuerst eine motorgetriebene Trommel mit einem Stift, der mechanisch mit dem Federbein verbunden war; die Anordnung ist jedoch zu träge. Ohne Nachhinken und genauer arbeitet eine Aufnahme mit dem Über-Zeitdehner: An der Nabe, am unteren Festpunkt des Federbeins und an zwei festen Bezugspunkten ist je eine Lichtquelle angebracht; der Strom wird durch einen Motorschalter taktmäßig 240mal je Sekunde unterbrochen, so daß gestrichelte Kurven entstehen, wenn die Kammer seitlich verschoben wird. Diese Seitenbewegung braucht nicht gleichmäßig zu sein, da die Kurvenunterbrechungen Zeitmarken geben. Jede Vereinigung von Federbein und Luftreifen verhält sich anders. Am besten wäre ein Öl-Luft-Federbein ohne Reifen. Je weicher der Luftreifen, desto mehr springt das Rad zurück. E. Foku 41 03 13

Motorbau

Nocken für Flachstößel. K 35 1

Otto Ambs: Entwurf und kinematische Untersuchung der Nocken mit Flachstößel; ATZ Bd 43, N 19 (10 X 40), S 476/480 (10 Sp, 5 Sk, 2 Sb, F).

Die zeichnerische kinematische Untersuchung eines Nockens mit Flachstößel liefert außer Geschwindigkeiten und Beschleunigungen auch die Wege und den Durchmesser des Stößels ohne Hilfskonstruktionen. Der einfache Nocken, bei dem An- und Ablaufstück aus einem Kreisbogen gebildet sind, erfüllt nicht alle Forderungen; besser ist ein Nocken, der aus vielen Kreisbogen zusammengesetzt ist. E. Foku 41 03 14

Strömungslehre

Wärme- und Stoffübergang im Rohr. A 35 23

Ernst Hofmann: Über die Gesetzmäßigkeiten der Wärme- und Stoffübertragung auf Grund des Strömungsvorganges im Rohr; Forschg. a. d. Geb. d. Ing. Wes. Bd 11, N 4 (VII/VIII 40), S 159/169 (11 S, 7 Sb, F).

Die Wärme- und Stoffübertragung in glatten Rohren läßt sich mit Hilfe des Mischweges nach *Prandtl* aus der Geschwindigkeitsverteilung in unmittelbarer Wandnähe behandeln. Wenn die Stoffwerte, z. B. die Konzentration des mitgeführten, durch die Wand diffundierenden Stoffes, sich ändern, lassen sich Bezugstemperaturen berechnen, die diese Änderung berücksichtigen. — Andere als die angenommenen Geschwindigkeitsverteilungen führen zu Wärmeübergangszahlen, die bei zäher Flüssigkeit von der Erfahrung abweichen. Die Schubspannung kann in je einen Anteil für Zähigkeitswirkung und für Turbulenzmischung zerlegt werden; letzterer liefert die Austauschmenge. Entsprechend wird die Wärme zum Teil durch Leitung, zum Teil durch Austausch übertragen. Der Wärmeleitwiderstand der Randschicht hängt von der Prandtlzahl und von der Reynoldszahl ab. Die Gleichungen für Wärme- und Stoffübertragung lassen sich also aus den Vorgängen in der Strömung ableiten. E. Foku 41 03 15

Wirblige Strömung in Kreisringrohren. A 35 23

Susumu Tomotika, Kô Tamada und Yukimasa Saito: Application of the Similarity Theory of Turbulence to the Flow trough a Straight Pipe of Annular Cross-section; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (2), N 188 (III 40), S 27/60 (42 S, 7 Sb, 4 Z, F).

Für die turbulente Strömung einer Flüssigkeit unter Druck durch ein gerades Rohr mit Kreisringquerschnitt hatte (vgl. Foku 40 02 18) die Wirbeltransporttheorie bessere Übereinstimmung mit dem Versuch ergeben als die Impulstransporttheorie. Dabei wurde der Strömungsraum in zwei Teile geteilt, die sich durch das Vorzeichen des radialen Gefälles der mittleren Geschwindigkeit unterscheiden. Eine neue Berechnung mittels der Ähnlichkeitstheorie der Turbulenz unter der Annahme, daß die mittlere Bewegung stetig und achssymmetrisch ist, ergab für den inneren und äußeren Bereich, mit Ausnahme der Randnähe, wiederum nach dem ersten Verfahren recht gute, nach dem zweiten sehr schlechte Übereinstimmung mit dem Versuch. E. Foku 41 03 16

Wirblige Strömung in Kreisringrohren. A 35 23

Susumu Tomotika und Hazimu Umemoto: Note on the Application of the Momentum Transport Theory to the Turbulent Flow through a Straight Pipe of Annular Cross-section; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (3), N 189 (V 40), S 61/76 (15 S, 2 Sb, 2 Z, F).

Für die turbulente Strömung durch ein gerades Rohr von Kreisringquerschnitt war die Geschwindigkeitsverteilung in einer früheren Arbeit (vgl. Foku 40 02 18, auch 41 03 16) mit unzureichender Näherung behandelt worden, nämlich als ebene Strömung. Der Impulstransport wurde nunmehr auch für den Kreisringquerschnitt behandelt, wiederum unter der Annahme, daß der Mischweg im innern Bereich dem Abstand von der inneren Wand, im äußeren Bereich dem Abstand von der äußeren Wand verhältig ist. Die Übereinstimmung mit dem Versuch ist nach wie vor schlecht. E. Foku 41 03 17

Wirblige Strömung in Kreisringrohren. A 35 23

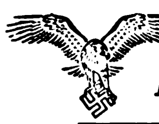
Susumu Tomotika und Kô Tamada: Application of the Vorticity Transport Theory to the Turbulent Flow through a Straight Pipe of Annular Cross-section; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (4), N 190 (V 40), S 77/95 (19 S, 2 Sb, 2 Z, F).

Für die turbulente Strömung einer unzusammendrückbaren Flüssigkeit durch ein gerades Rohr, dessen Querschnitt von zwei konzentrischen Kreisen begrenzt wird, unter einem Druckgefälle wurde die Geschwindigkeitsverteilung (vgl. Foku 40 02 18, 41 03 16, 41 03 17) nach einem vierten Verfahren berechnet, nämlich aus dem Wirbeltransport unter der Annahme, daß das Druckgefälle längs des Rohres konstant, die mittlere Bewegung stetig, die mittlere und die turbulente Bewegung um die Rohrachse symmetrisch sind. Der Ringraum wurde wieder nach dem radialen Gefälle der mittleren Geschwindigkeit unterteilt. Das Ergebnis stimmt mit dem Versuch befriedigend überein, besser als nach den früheren Berechnungen. E. Foku 41 03 18

Wärmeübergang in Rohren. A 35 23

G. D. Mattioli: Theorie der Wärmeübertragung in glatten und rauhen Rohren; Forschg. a. d. Geb. d. Ing. Wes. Bd 11, N 4 (VII/VIII 40), S 149/158 (10 S, 1 Z, F).

Für die Wärmeübertragung bei turbulenter Strömung stimmen Rechnung und Versuch schlecht überein. Man muß sowohl den Impulsaustausch nach *Prandtl* wie den Wirbelaustausch nach *Taylor* betrachten. Dann erhält man Gleichungen für die Strömung in glatten und rauhen Rohren. — Bei letzteren liegt die Reynoldszahl, bezogen auf Reibungsgeschwindigkeit und mittlere Höhe der Wandunebenheiten, über 100. Die Näherungsformel für glatte Rohre gilt auch für Plattenströmung. Bei rauhen Rohren steht die versuchsmäßige Bestimmung von zwei Beizahlen noch aus. E. Foku 41 03 19



Deutsche Akademie der Luftfahrtforschung

Wissenschaftssitzung am 1. März

Wie alljährlich, eröffnete die Deutsche Akademie der Luftfahrtforschung ihr neues Arbeitsjahr am Tage der Luftwaffe, dem 1. März. Wegen des Krieges wurde an Stelle der satzungsgemäß vorgeschriebenen Festsitzung eine Wissenschaftssitzung der ordentlichen Mitglieder abgehalten, zu der auch sämtliche deutschen korrespondierenden Mitglieder eingeladen waren.

Die Sitzung wurde eingeleitet durch einen umfassenden Geschäftsbericht des Kanzlers der Akademie, Ministerialdirigent *Baeumker*, der u. a. Richtlinien, für die weitere Arbeit der Luftfahrtforschung, insbesondere der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung, bekanntgab.

Die Herren *Bock* und *Wolff* gaben einen Überblick über den derzeitigen Stand der Wissenschaft und Technik auf ihrem Arbeitsgebiet. Der Vergleich mit den im Jahre 1938 über fast die gleichen Themen von den Herren *Mader* und *Messerschmitt* gehaltenen Vorträgen zeigt eindrucksvoll, wie weit die Luftfahrttechnik auf beiden Gebieten inzwischen vorangeschritten ist. In den kommenden Sitzungen dieses Arbeitsjahres werden die Mitglieder mehrfach Gelegenheit haben, einzelne der in den Vorträgen angeschnittenen Fragen zu behandeln. — Im Anschluß an die Sitzung vereinte nach einem einfachen Essen ein gemeinsamer Gedankenaustausch die Mitglieder mit einigen Freunden der Akademie.



Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung

Aufgaben der Fertigung bei der Flugzeugherstellung

Am 20. Februar 1941 veranstaltete die Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung gemeinsam mit der Kreiswaltung Prag des NS-Bundes Deutscher Technik einen öffentlichen Vortragsabend in Prag. Nach herzlichen Worten der Begrüßung der Vertreter der Lilienthal-Gesellschaft in der alten deutschen Hochschulstadt Prag durch den Kreiswalter des NS-Bundes Deutscher Technik Professor *Braß* sprach Professor Dr.-Ing. Wilhelm *Hoff*, Mitglied des Senats der Lilienthal-Gesellschaft, über die „Aufgaben der Fertigung bei der Flugzeugherstellung". Professor *Hoff* erläuterte einleitend die umfangreiche Vorarbeit der Flugzeugwerke und der Behörden vor Beginn der Serienfertigung und vermittelte sodann den Zuhörern einen lebendigen Einblick in die vielen Arbeitsgänge, die ein Flugzeugmuster bei der Großserienfertigung zu durchlaufen hat. Besonders eindrucksvoll waren die Lichtbilder, die die neuen der Luftfahrt charakteristischen Arbeitsverfahren in einer Fülle von Beispielen zeigten. Der Tonfilm „Stätten deutscher Luftfahrtforschung" ergänzte die Ausführungen des Vortragenden in glücklicher Weise und schloß den weit gespannten Kreis von der Forschung bis zur Großserienfertigung, den Zuhörern somit ein Gesamtbild von der Arbeit der deutschen Luftfahrtwissenschaft und -technik für die Schlagkraft der deutschen Luftwaffe vermittelnd.

Unter den zahlreich erschienenen Gästen der Gesellschaft sah man Generalleutnant *von Waldow* als Vertreter des Wehrmachtbevollmächtigten beim Reichsprotektor in Böhmen und Mähren, Generalmajor *Ritter von Pitreich*, den Kreisleiter von Prag Ingenieur *Höß* und viele andere Vertreter von Partei, Staat, Wehrmacht und Hochschule. Besonders erfreulich war die starke Beteiligung des Ingenieurnachwuchses von Hochschule und Luftwaffe.

Kurznachrichten

Holste-Flugzeug. Das für die Coupe Deutsch 1939 gemeldete Flugzeug Holste 20, dessen Bau seinerzeit unter Mitwirkung des französischen Luftfahrtministeriums begonnen wurde, soll nunmehr fertiggestellt sein und in wenigen Wochen seine Probeflüge aufnehmen. — Die Holste 20 ist ein einsitziger Leichtmetalltiefdecker mit Spaltquerruder, Spaltwölbungsklappen, freitragendem Leitwerk und festem, verkleidetem Fahrwerk. Es steht nicht fest, welches der beiden seinerzeit vorgesehenen Triebwerke, der luftgekühlte Chaumont „Béarn" (zweireihiger 12-Zylinder in I-Form mit 400 PS) oder ein Régnier-Motor Verwendung findet. Kennzeichen: Spannweite 6,6 m, Länge 6,4 m; Tragfläche 6,7 m²; Leergewicht 553 kg, Fluggewicht 792 kg; Höchstgeschwindigkeit 500 km/h, Landegeschwindigkeit 98 km/h.

—itav—

Motoranlasser mit Schwungrad und mit Verstellschraubenpumpe. Die elektrischen Anlasser der Eclipse Aviation, Bendix, N. J., für starke Motoren von 1500 bis 1800 PS, Muster 40, haben ein kleines Schwungrad, das, von Hand oder elektrisch auf hohe Drehzahl gebracht, durch ein Untersetzungsgetriebe, eine Mehrfach-Scheibenkupplung und Klauen den Motor durchdreht. Beim Muster 41 ist der elektrische Antrieb so stark, daß er, wenn das Schwungrad den ersten Durchdrehwiderstand überwunden und seine Wucht abgegeben hat, den Motor weiter durchdreht; so wird die Batterie geschont. Muster E-160 vereinigt den üblichen Elektromotor mit einer Pumpe für die Segelstellung der Verstellschraube; diese sitzt an der Stelle des Handantriebs. Dadurch werden das Gewicht eines besonderen Motors und einige Leitungsrohre gespart. *Automot. Ind. Bd 83, N 3 (1 VIII 40), S 110.*

Windkanal der Lockheed Aircraft Corp. Zur Beschleunigung der Entwicklungsarbeit hat das amerikanische Flugzeugwerk Lockheed in Burbank, Cal., einen eigenen Windkanal erbaut. Hauptmerkmale: Geschlossene Bauart mit einfacher Luftrückführung, rechteckiger Querschnitt bis auf Gebläseteil. Querschnitt in der Meßstrecke 4,0 × 2.6 m, größter Querschnitt 9,2 × 6,1 m. Höchste Luftgeschwindigkeit 418 km/h. Gebläseantrieb durch Elektromotor von 1500 PS, auf Sechsblatt-Treibschraube von 6,1 m Dmr. arbeitend. Konstanthaltung der Lufttemperatur durch Wasserkühlung der Umlenkschaufeln in den Krümmern. Meßgebäude von 52 × 21 m Grundfläche. *Aviation H 10, 1940.*

BÜCHERSCHAU

Lehrbuch der drahtlosen Nachrichtentechnik. Herausgegeben von *N. v. Korshenewsky* und *W. T. Runge*. Verlag: Julius Springer, Berlin. 1940.

Bd. I: Grundlagen und mathematische Hilfsmittel der Hochfrequenztechnik. Von Hans Georg *Möller*. 293 Seiten mit 353 Abbildungen. Preis: geb. 28,80 RM, brosch. 27 RM.

Bd. II: Ausstrahlung, Ausbreitung und Aufnahmen elektromagnetischer Wellen. Bearbeitet von *L. Bergmann* und *H. Lassen*. 284 Seiten und mit 285 Abbildungen. Preis: geb. 25,80 RM, brosch. 24 RM.

Das „Lehrbuch der drahtlosen Nachrichtentechnik", herausgegeben von *N. v. Korshenewsky* und *W. Runge*, wird die Einzelbände: I. Grundlagen und mathematische Hilfsmittel der Hochfrequenztechnik, II. Ausstrahlung, Ausbreitung und Aufnahme elektromagnetischer Wellen, III. Elektronenröhren, IV. Verstärker und Empfänger, V. Sender, VI. Fernsehtechnik, umfassen. Dazu soll später noch ein weiterer Band kommen, der die Ultrakurzwellentechnik behandelt. Gegenwärtig können die neuen Ergebnisse der Forschung und Entwicklung auf diesem Gebiet noch nicht erschöpfend erfaßt und veröffentlicht werden.

Der erste und zweite Band liegen jetzt vor; sie sind in sich geschlossen und enthalten keine Bezugnahmen auf die anderen später erscheinenden Bände. Das Lehrbuch ist in erster Linie für den Kreis der Fachingenieure und Physiker bestimmt, die tiefer in das Wesen der Hochfrequenzphysik und ihrer technischen Anwendung, soweit sie den Aufgaben der drahtlosen Nachrichtenübermittlung dienen, eindringen wollen. Das Werk, für dessen Güte die Namen der Herausgeber bürgen, wurde vom Verlag Springer in der üblichen ausgezeichneten Ausstattung herausgebracht. *Sn.*

Über das Verhalten von Schmierölen in der Kälte. Von Kurt *Siebald*. 48 Seiten, 15 Abbildungen und 11 Blatt mit Zahlentafeln. Verlag: Gasschutz und Luftschutz Dr. Ebeling K.-G., Berlin-Charlottenburg. 1940. Preis: geb. 7,60 RM.

Die Erhaltung der für die Sicherheit des Flugzeuges wesentlichen Fließfähigkeit des Schmieröls bei normalen bis zu den tiefsten Temperaturen, in deren Bereich das Flugzeug bei jeder Jahreszeit rasch gelangen kann, setzt die Kenntnis der physikalischen Vorgänge voraus, die sich bei der Erstarrung von Vielkomponenten-Gemischen abspielen. Der Verfasser vergleicht kritisch die verschiedenen Verfahren zur Bestimmung des Fließvermögens von Mineralölen bei tiefen Temperaturen, die bisher keine einwandfreie Beurteilung zuließen. Im Institut für Betriebsstofforschung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt wurde daher ein neues Versuchsgerät entwickelt, das eine eindeutige Bestimmung des Fließwiderstandes von Schmierölen im gesamten tiefen Temperaturbereich erlaubt. Die Neuerung, die Diagramme auf losen Blättern dem Buch beizugeben, wird vielleicht von manchen Benutzern als praktisch begrüßt werden. *Sn.*

Schweißtechnik im Flugzeugbau. Von Kurt *Queitsch*. 160 Seiten mit 195 Abb. 2., verbesserte Auflage. Verlag: Dr. M. Matthiesen & Co., Berlin. 1941. Preis: kart. 3,80 RM.

Der Schweißer im Flugzeugbau wird, auch wenn man keine Stahlrohrrümpfe mehr baut, immer zu den begehrtesten Facharbeitern gehören. Vorrichtungen, Versuchsaufbauten, Beschläge, Triebwerksträger und andere Bauteile wurden von ihm nach den verschiedenen Verfahren geschweißt. Die zweite verbesserte Auflage, die gegenüber der ersten (vgl. Bd 6, N 6, S 221) keine besonderen Neuheiten bringt, wird ihm für seine Ausbildung manchen Fingerzeig geben. Aber auch der Betriebsingenieur und Konstrukteur wird manches aus der zusammenfassenden Darstellung entnehmen können.

Nach einer Beschreibung der Schweißverfahren wird die Schweißbarkeit der einzelnen Werkstoffe behandelt. Ihrer Bedeutung entsprechend wird die Stahlschweißung an Hand zahlreicher guter Skizzen und Abbildungen geschweißter Werkstücke ausführlich erläutert. *Sn.*

Londonflüge 1917. Von Walter *Aschoff*. 168 Seiten mit zahlreichen Abbildungen. Verlag: Ludwig Voggenreiter, Potsdam. 1940. Preis: geb. 4,50 RM, kart. 3,20 RM.

Die technische Entwicklung des Flugzeuges seit 1917 mag ungeahnte Fortschritte gemacht haben. Der Geist der Besatzungen, die unbeirrbar durch die Abwehr befehlsgemäß ihre Bombenlast mitten in die kriegswichtigen Ziele Londons abwerfen, ist damals wie heute der gleiche. Was die Engländer über die Londonflüge 1917, die mit technisch unvollkommenem Gerät, weniger häufig, und mit gegenüber heute bedeutend geringerer Bombenlast durchgeführt wurden, später selber schrieben, setzt die hohlen britischen Agitationsphrasen von der Unwirksamkeit der deutschen Schläge ins rechte Licht. *Sn.*

Adler-Jahrbuch 1941. 190 Seiten mit zahlreichen Abbildungen. Verlag: Scherl, Berlin. 1941. Preis: 1 RM.

Das reich bebilderte Jahrbuch bringt eine Übersicht über den Anteil der deutschen Luftwaffe an den Kampfhandlungen des Jahres 1940, Erlebnisberichte und daneben Aufsätze wie „Der Weg zum heutigen Kriegsflugzeug", „Neuzeitliche Flakartillerie", „Luftwaffenphysik" u. a. Ein Kalendarium sowie eine Zusammenstellung der Uniformen und Abzeichen der Luftwaffe sowie der Gedenktage aus dem vergangenen Jahr des großen deutschen Befreiungskampfes weisen auf den Charakter als Jahrbuch hin, das ohne Zweifel geeignet ist, für den Gedanken der Luftfahrt und die Luftwaffe zu werben. *Sn.*

Torpedo- und Minenkrieg. Von Kapitän z. S. *F. Ruge*. Lehmanns Wehrmachtbücherei Bd. 3. Preis: kart. 2 RM.

Rüstungsbetriebe der Welt. Von *F. Seidenzahl*. Lehmanns Wehrmachtbücherei Bd. 4. Preis: kart. 2 RM.

Mut und Tapferkeit. Wege der Wehrerziehung. Von Rudolf Murtfeld. Lehmanns Wehrmachtbücherei Bd. 7. Preis: kart. 1,50 RM. J. F. Lehmanns Verlag. München 1940.

Von den drei uns zur Besprechung vorliegenden Bändchen wird die Leser unserer Zeitschrift besonders der Bd. 4, „Die Rüstungsbetriebe der Welt", interessieren mit den darin enthaltenen Ausführungen über die englische Flugzeugindustrie und die amerikanische Flugzeugfabrikation. In „Torpedo- und Minenkrieg" ist alles Wissenswerte über dieses Gebiet zusammengetragen, dessen Bedeutung z. B. aus der Zusammenstellung über Ursachen der Schiffsverluste 1914—1918 ganz überraschend ersichtlich wird. Danach sind in allen kämpfenden Flotten z. B. von insgesamt 166 versenkten Zerstörern 106 durch Minen und 22 durch Torpedos vernichtet worden. Wieviel Verluste durch Minentreffer in diesem Krieg dürften uns da die Briten jetzt noch verheimlichen? Der Band „Mut und Tapferkeit" enthält viele wertvolle Gedanken der Erziehung zum charakterfesten Mann und Soldaten. *Sn.*

Die deutsche Kriegsflotte. Entwicklung und Gegenwart. Herausgegeben vom Reichsbund Deutscher Seegeltung. Bearb. von Adalbert *v. Goerne* unter Mitwirkung von *I. Traxdorf*. 64 Seiten mit 38 Abbildungen. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin. 1940. Preis: kart. 2 RM.

Der Reichsbund Deutscher Seegeltung will mit diesem Buch dem Wunsch vieler Volksgenossen nachkommen, die mehr von der Kriegsmarine wissen wollen. Als Nachschlagewerk über Kriegsschiffstypen der deutschen Kriegsmarine, die bei Kriegsausbruch in Dienst gestellten Schiffe sowie die Laufbahnen in der Marine wird es viele Freunde finden. *Sn.*

Jagdflieger lachen. Von Theo *Osterkamp*. Zeichnungen von *E. O. Plauen*. 97 Seiten. Verlag Albert Nauck & Co., Berlin. 1940. Preis: kart. 2,75 RM.

Der mit dem Pour le mérite ausgezeichnete Jagdflieger des Weltkrieges und jetzige Generalmajor *Osterkamp*, der sich auch in diesem Kriege die höchste Auszeichnung, das Ritterkreuz des Eisernen Kreuzes, erworben hat, schildert den Entwicklungsgang des Jagdfliegers der neuen deutschen Luftwaffe in launigen Versen. Ein herrlicher Humor steckt in diesen Versen, aber trotzdem klingt der Ernst der Pflichten durch, die ein Soldat, und besonders ein Flieger zu erfüllen hat. Lustige Zeichnungen von *E. O. Plauen* erhöhen den Reiz dieses für jeden Flieger empfehlenswerten Büchleins. *G. W. F.*

Fliegende Grenadiere. Von Max *Jungnickel*. 112 Seiten mit 28 Abb. Verlag: „Deutscher Wille" G. m. b. H., Berlin. 1940. Preis: kart. 2,25 RM.

In schlichter und doch leuchtender Sprache weckt der Dichter in kurzen Erzählungen vom fliegerischen Erleben unserer großen Gegenwart die Kräfte des Gemüts, ohne deswegen sentimental zu werden; den großen Forderungen ständiger Einsatzbereitschaft, denen der Flieger, von ihrer Notwendigkeit überzeugt, schweigend nachkommt, wird er ohne übertriebenes Pathos gerecht. *Sn.*

Soldaten — Kameraden. Bd 23 „Eroberung der Luft". Von Herbert *Müllenbach.* 78 Seiten. Zentralverlag der NSDAP., Franz Eher Nachf. G. m. b. H., München. 1940. Preis: geb. 1,20 RM.

Man kann nicht jedem, der eine sachlich richtige Darstellung der Lösung des Flugproblems sucht, die zwei umfangreichen Bände des Buches der „Deutschen Fluggeschichte" von Peter *Supf* in die Hand drücken. In vielen Fällen wird hier diese knappe, flüssig geschriebene Darstellung am Platze sein, in der die wesentlichen Entwicklungslinien zur Luftfahrttechnik der Gegenwart gut herausgearbeitet sind. *Sn.*

Soldatenhumor aus fünf Erdteilen. Von Peter *Poddel.* Dritte, ergänzte Auflage. 204 Seiten mit vielen Zeichnungen. Hanseatische Verlagsanstalt A. G., Hamburg. 1940. Preis: geb. 3,80 RM, kart. 2,80 RM.

Wer eine Sammlung flacher Kommißwitze erwartet, wird angenehm enttäuscht sein. Diese guterzählten Anekdoten und heiteren Gedichte müssen jedem gefallen. Sie haben wirklich Witz, der nicht alt werden kann und jedesmal, wenn man die schnurrigen Geschichten liest oder hört, Freude machen wird. *Sn.*

Gottlieb Daimler. Ein Revolutionär der Technik. Von Paul *Siebertz.* 335 Seiten mit 33 Bildtafeln und 27 Textabbildungen. J. S. Lehmanns Verlag, München. 1939. Preis: geb. 7,40 RM, brosch. 6,20 RM.

Der Verfasser hat in mühevoller Kleinarbeit aus zahllosen Einzelheiten in Industriearchiven und Familienpapieren ein Lebensbild des großen deutschen Wegbereiters des motorisierten Verkehrs gegeben, das sich würdig in die Biographien anderer großer deutscher Männer der Technik einreiht. Der Verfasser schildert nicht nur die Persönlichkeit und das Persönliche aus *Daimlers* Leben, sondern gibt gleichzeitig auch ein kultur- und wirtschaftlich politisches Bild der Zeit, in der Gottlieb *Daimler* wirkte. Das Buch ist somit nicht nur als reine Biographie, sondern auch als ein bedeutsamer Beitrag zur Wirtschafts- und Technikgeschichte zu werten. *Hb.*

Entwurf und Berechnung von Flugzeugen. Band IVa: „Fahrwerk". Von Gerhard *Otto.* 128 Seiten mit 151 Abbildungen und 6 Tafeln. Verlag: C. J. E. Volckmann Nachf. E. Wette, Berlin. 1939. Preis: kart. 5,50 RM.

Der Verlag Volckmann hat in seiner Reihe „Entwurf und Berechnung von Flugzeugen" die Bände „Tragflügel", „Rumpf", „Leitwerk", „Fahrwerk", „Schwimmwerk", „Flugmotoranlage" und „Statik" herausgebracht. Der Band „Fahrwerk" erläutert die Begriffe, die der Flugzeugstatiker für die Berechnung des Fahrwerks kennen muß, und rechnet einige ältere Fahrgestelle als Beispiele durch. *Sn.*

Flugzeug-Leichtmetallbau (Der Leichtmetallschlosser). Herausgegeben von Dr.-Ing. Adolf *Erlenbach.* 2., verbesserte Auflage. 208 Seiten mit 218 Abbildungen. Verlag: Dr. M. Matthiesen & Co., Berlin. 1940. Preis: kart. 4,20 RM.

Für den Facharbeiter im Flugzeugbau, besonders für den Leichtmetallschlosser bestimmt, bringen diese Lehrblätter für die technische Schulung die Kennzeichnung und Unterscheidung der Fliegwerkstoffe. Die Handhabung der Arbeitsmittel für spanlose und spanabhebende Verfahren einschließlich der verschiedenen Nietwerkzeuge und die Verarbeitung der verschiedenen Leichtmetallbleche ebenso wie die von Profilen, Halbzeug-, Guß- und Preßteilen wird beschrieben. Außerdem wird die Warmbehandlung von Duralumin sowie der Oberflächenschutz der Leichtmetalle behandelt. *Sn.*

Flugzeugführung. Von Dr. Karl *Krieger.* 176 Seiten mit 99 Abbildungen. Verlag: Dr. Matthiesen & Co., Berlin. 1940. Preis: kart. 3,80 RM.

Der in erster Linie für den Flugzeugführernachwuchs geschriebene Band eignet sich gut als Nachschlagewerk. Klare Skizzen und Abbildungen ersetzen langatmige Erklärungen. Ein kurzer geschichtlicher Rückblick ist als Anhang beigegeben. *Sn.*

Bilder aus der Sommeschlacht des Weltkrieges. Erlebnisbericht von Otto *Lais.* 216 Seiten mit 10 Abb. Verlag: G. Braun, Karlsruhe. 1940. Preis: brosch. 2.80 RM.

Ein Buch, aus dem auch uns, die wir damals noch die Schulbank drückten, begreiflich wird, daß die Erfahrung aus jenen Schlachten, die der Führer selbst mitkämpfen durfte, ihm den Antrieb gab, seinem Volk ein schärferes Schwert, als es je besaß, in die Hand zu legen. *Sn.*

Beilagenhinweis: *Diesem Heft liegen Zeit- und Dauerfestigkeitsschaubilder für Flachstäbe und Rohre aus Cr-Mo-Stahl, Duralumin, Hydronalium und Elektron bei.*

Umschlag:

Strömungsuntersuchungen an einem Modell der Ju 90

Die letzten Arbeiten an dem in den Meßraum des Windkanals gebrachten Modell



INHALT

Hauptschriftleiter: O. Hollbach, z. Z. im Wehrdienst. Vertretung: K. Simon, Hauptschriftleiter i. N., Berlin-Zehlendorf. Zuschriften an die Schriftleitung unter: Berlin SW 68, Kochstr. 5. Fernruf: 19 45 00. Anzeigenleiter und verantwortlich für den Inhalt der Anzeigen: P. Falkenberg, Berlin W 62. Zur Zeit gilt Anzeigen-Preisliste Nr. 7. Druck: Ernst Siegfried Mittler und Sohn, Buchdruckerei, Berlin. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin SW 68.


TORAN
Leuchtfarben-
ZUVERLÄSSIG
UND BEWÄHRT
seit 25 Jahren
Fordern Sie die kostenlose
ausführliche Broschüre A 5
TORAN-GESELLSCHAFT, Berlin C 2, gegr. 1915


+100°
-80°
MATERIAL-
PRÜFSCHRÄNKE
FÜR
Wechsel-
TEMPERATUREN
VON +100° bis -80°
KÜHLAUTOMATEN
FÜR GEWERBE
UND INDUSTRIE
Joh. Alfred Richter
BERLIN SO 36 • SCHLESISCHE STRASSE 6
FERNFUF: 68 26 77 / 68 26 57

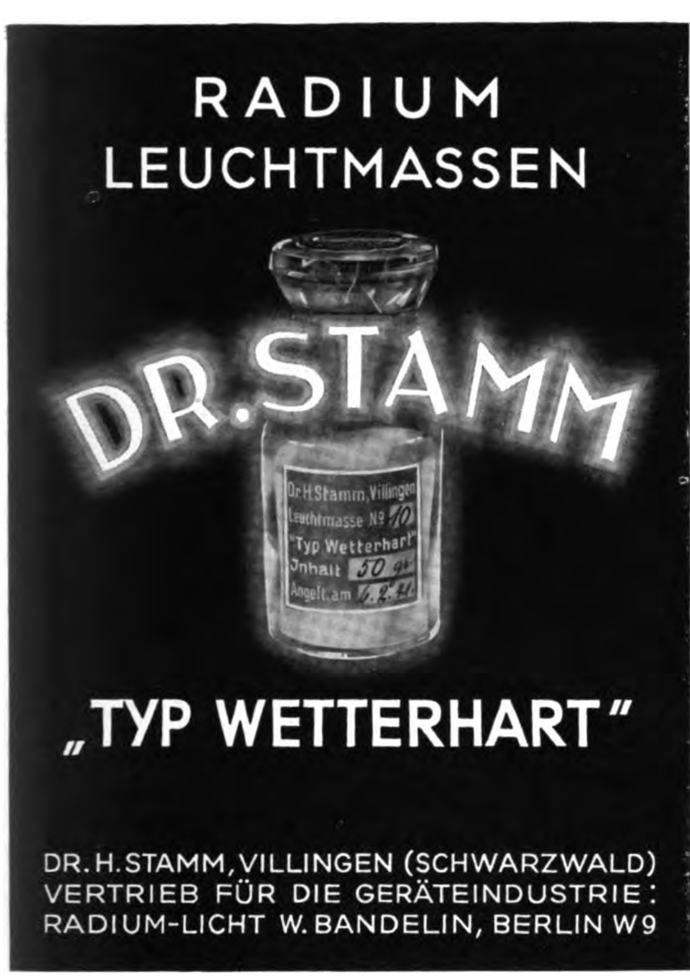

PALLAS
FLUGZEUG
Vergaser
Pumpen
Filter
erzeugt nach den neuesten Konstruktions-
Grundsätzen die
PALLAS
PALLAS-APPARATE G.M.B.H.
BERLIN N 31


ELEKTRISCHE MESSGERÄTE FÜR LUFTFAHRZEUGE
H&B
HARTMANN & BRAUN
A-G
FRANKFURT/MAIN


IKARIA WERKE
GMBH / VELTEN / MARK
Lafetten für starren und beweglichen Einbau von Maschinenwaffen aller Kaliber / MG-Drehringe, auch mit winddichter Plexiglaskuppel für sämtliche MG-Stände / Speziallafetten für besondere Flugzeugtypen / Flugzeugverglasungen, einbaufertig, aus verformtem Plexiglas / Zusatz- und Unterrichtsgeräte für Lafetten und Maschinenwaffen / Untersuchungs- und Kontrollgeräte für Maschinenwaffen
Spezialwerke für
Flugzeugsonderausrüstung


MWN


Dr. B.


RADIUM
LEUCHTMASSEN
DR. STAMM
„TYP WETTERHART"
DR. H. STAMM, VILLINGEN (SCHWARZWALD)
VERTRIEB FÜR DIE GERÄTEINDUSTRIE:
RADIUM-LICHT W. BANDELIN, BERLIN W 9


ULMINIUM
Der Baustoff für Flugzeuge
Wieland-Werke A.-G.
Metallwerke Ulm/Donau



Vorschriftsmäßiges

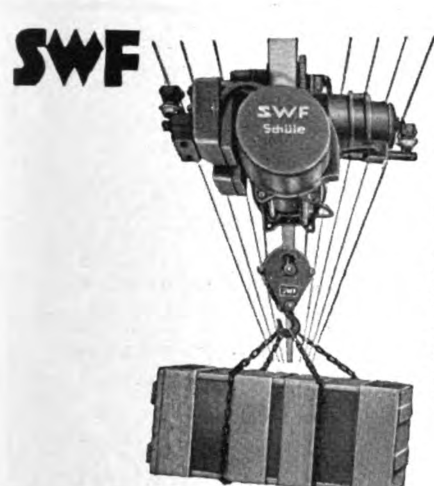
LUFTFAHRT-MATERIAL

aller Art liefert schnell und billig

AUTOFLUG

INHABER: GERHARD SEDLMAYR

BERLIN-TEMPELHOF



Original Schüle

Züge

mit und ohne **Feingang.** Tausendfach im In- und Auslande bewährt. Für ortsfeste Aufhängung und mit Fahrwerken. Tragfähigkeit 150 bis zu 10 000 kg

SWF Süddeutsche Waggon- u. Förderanlagenfabrik von BECHTOLSHEIM & STEIN K.-G. MÜNCHEN 25



FAMO Prüfstände

IM KRAFTFAHRZEUGWESEN

Bremsprüfstände mit Wasserwirbelbremse Bauart Junkers

IN DER LUFTFAHRT

Flugmotoren-Prüfstände für Serie u. Entwicklung · Pumpen-Prüfstände · Bremsanlagen D.V.L.-FAMO

IN DER MARINE

Bremsprüfstände mit Wasserwirbelbremse bis zu den größten Leistungen

FÜR DIE KRAFTMASCHINEN-INDUSTRIE

Wasserwirbelbremsen Bauart Junkers für alle Leistungen und Drehzahlen zur Erprobung von Kraftmaschinen aller Art

FAMO

FAHRZEUG- UND MOTORENWERKE GMBH

Breslau 6


Die Front der Heimat schafft für den Sieg.
GERHARD FIESELER WERKE GMBH KASSEL

DEUTSCHE LUFTWACHT

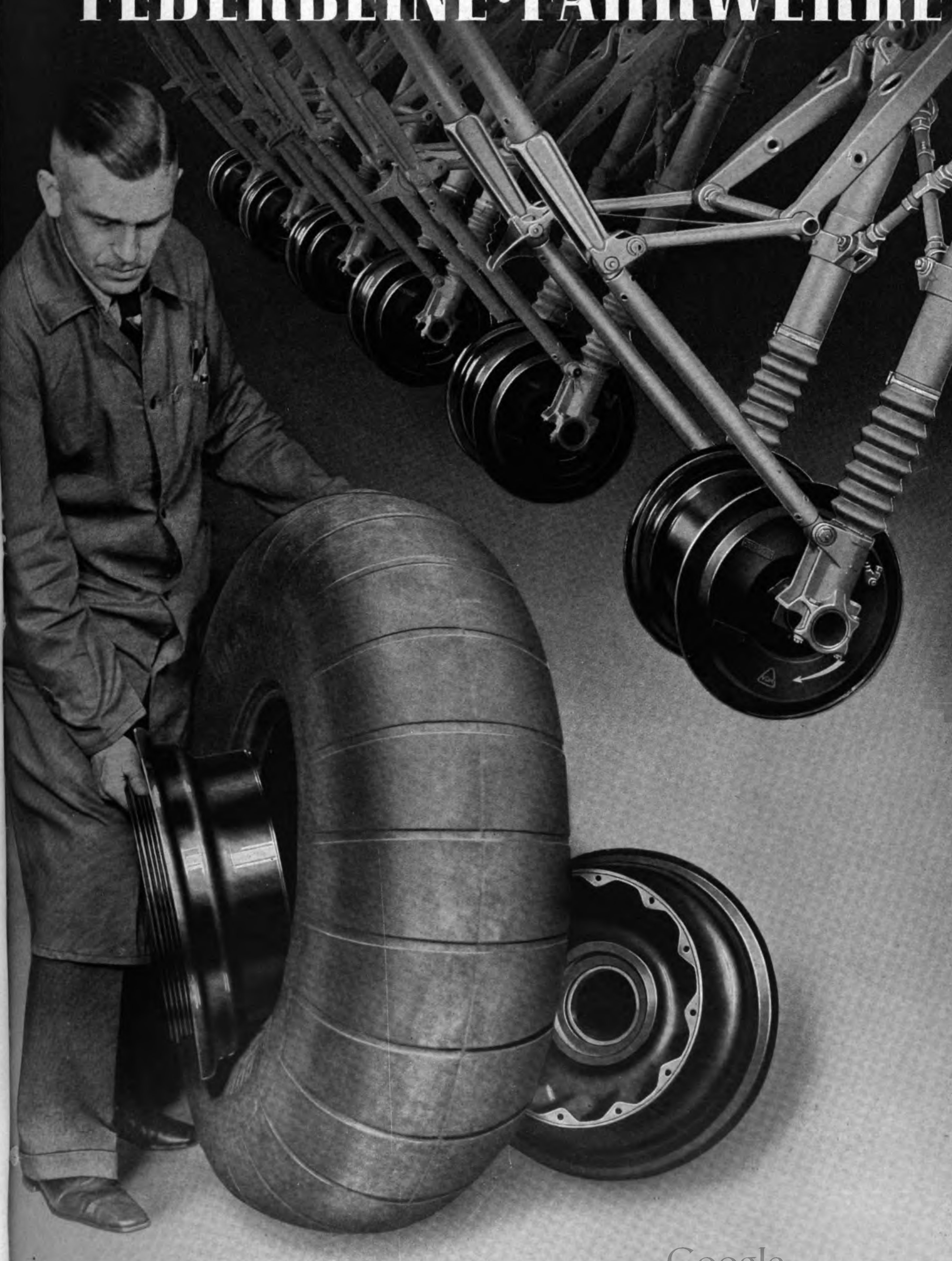
Ausgabe LUFTWISSEN



5

VERLAG E. S. MITTLER & SOHN BERLIN PREIS RM 1,– IM AUSLAND RM 1,50

VDM FLUGZEUGRÄDER
FEDERBEINE · FAHRWERKE



VEREINIGTE DEUTSCHE M[illegible]LWERKE A.G.


H. ENGLER



Stammwerk – Hauptgebäude





DORNIER-WERKE

G. M. B. H. / FRIEDRICHSHAFEN

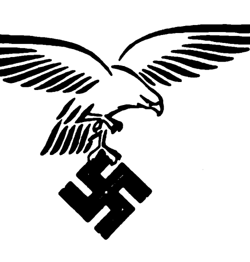


NKF.
LEICHTMETALL
BLECH-
VERFORMUNGEN
KÜHLER
AUS
LEICHTMETALL
NEUE KÜHLER- UND FLUGZEUGTEILE-FABRIKEN
KURT HODERMANN
HAUPT-VERWALTUNG: BERLIN-TEMPELHOF, COLDITZSTRASSE 27 u. 29


DURALUMIN

DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe **LUFTWISSEN**



MIT MITTEILUNGEN DER DEUTSCHEN AKADEMIE DER LUFTFAHRTFORSCHUNG
UND DER LILIENTHAL-GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRTFORSCHUNG

Herausgegeben unter Mitwirkung des Reichsluftfahrtministeriums. Hauptschriftleitung: Otto Hollbach

Luftwissen, Band 8 | N 4, S 105/136 | Berlin, April 1941

Englands Schwächung schreitet fort

Der Luftkrieg im März 1941

Die Zeiten sind vorbei, in denen das Ausland Ankündigungen und Warnungen der führenden Männer Großdeutschlands auf die leichte Schulter nahm und sie der Einfachheit halber als Bluff abtat. Zu viel unangenehme Überraschungen für die anderen haben inzwischen das Gegenteil bewiesen. So kann es kein Wunder nehmen, daß die Hinweise des Führers auf den Frühling 1941 an der Themse mit einigem Unbehagen zur Kenntnis genommen wurden. Der Herbst 1940, dem man mit seinen selbst herausgeforderten Schrecken von Tag zu Tag hilfloser gegenüberstand, war noch zu deutlich in Erinnerung. Maßgebliche britische Stellen beeilten sich denn auch, eine Wiederholung dieser Zeiten für unmöglich zu erklären, da die deutsche Luftwaffe erschöpft sei, die Tätigkeit der Royal Air Force dagegen immer wirksamer werde. Neue Abwehrmaßnahmen sollten gegen die Nachtangriffe sicher schützen. Vor allem aber mußte zur Beruhigung der öffentlichen Meinung die amerikanische Hilfe mit geradezu gigantischen Zahlen der zu liefernden Flug-



Bild: PBZ

Reichsmarschall Göring bei Messerschmitt. Der Reichsmarschall läßt sich von Professor Messerschmitt einige Pläne erklären. Rechts neben dem Generalluftzeugmeister Generaloberst Udet, Generalleutnant Bodenschatz

zeuge von unerhörter Leistung herhalten. Obwohl nun der März im Sinne des Führers keineswegs den „Frühling" brachte, bedeutete er doch für die englische Öffentlichkeit ein böses Erwachen. Eine Anzahl schwerster Angriffe gegen englische Städte, darunter ein Großangriff von bisher unbekanntem Ausmaß gegen die Hauptstadt, und tägliche Vorstöße gegen fast sämtliche Gebiete der britischen Inseln zeigen deutlicher als alle Worte, was noch zu erwarten steht.

Die Schlacht im Atlantik

Unter diesen Umständen ist es verständlich, wenn die breite Masse der Engländer ihr Augenmerk auf das Kommende richtet und dabei übersieht, was sich inzwischen unaufhaltsam vollendet. Nur hin und wieder werden an der Themse Stimmen laut, die auf eine andere, vielleicht noch größere Gefahr hinweisen: Wenn Großbritannien auch von seinen atlantischen Zufuhren abgeschnürt wird, ist es — mit oder ohne die USA. — am Ende. Waren es im Weltkrieg nur die U-Boote, Handelsstörer und Minen, die England „in die gefährlichste Lage seiner Geschichte" brachten, so tritt zu ihnen in diesem Kriege als neue Waffe das Flugzeug. Die Erfolge der Luftwaffe im Handelskrieg waren schon in den Wintermonaten recht erheblich; der Bericht des Oberkommandos der Wehrmacht vom 12. März meldet darüber, daß in den vier Monaten, vom November 1940 bis zum Februar 1941, allein durch Bomben 513 000 BRT. vernichtet und weitere 175 Schiffe erheblich beschädigt wurden. London dürfte diese Bedrohung ernster nehmen, als es nach außen den Anschein zu erwecken versucht. Zumal der Handelskrieg gegen England im Monat März mit gutem Erfolg fortgesetzt wurde. Überwasserstreitkräfte versenkten im Kanal, im Atlantik und in überseeischen Gewässern 193 600 BRT., Unterseeboote auf den britischen Zufuhrwegen bis zur westafrikanischen Küste 325 000 BRT. Von der Luftwaffe wurden im März rund 200 000 BRT. feindlichen Handelsschiffsraumes versenkt, so daß die Gesamtverluste des Feindes an Handelsschiffen im März über 718 000 BRT. betragen. Ferner sind eine große Anzahl feindlicher Handelsschiffe Minen zum Opfer gefallen, die von Seestreitkräften und von der Luftwaffe in nahen und fernen Gewässern gelegt wurden.



Bild: PK-Harschneck-PBZ

MG-Posten sichert den Luftraum

Außerdem sind feindliche Handelsschiffe in großer Zahl durch Bomben- und Minentreffer beschädigt worden. Ein Teil von ihnen kann ebenfalls als verloren gelten.

Auch in die „Schlacht auf dem Atlantik" griff das deutsche Luftschwert ein. Selbst England gibt zu, daß die Entscheidung in dieser Schlacht, die gleichbedeutend ist mit der Schlacht um England überhaupt, davon abhängt, ob es den Briten gelingt, ihre lebenswichtige „Verbindungslinie" mit den amerikanischen Hilfsquellen zu sichern. Man weiß auch beim Gegner, daß die dafür zur Verfügung stehenden Seestreitkräfte viel zu gering sind. Durch einige Erfolge in Afrika hat man sich andererseits verleiten lassen, auf diesem für die endgültige Entscheidung unmaßgeblichen Kriegsschauplatz kurzfristige Prestigesiege zu suchen. Die geographische und militärische Eigenart des Mittelmeerraumes verlangt aber, will man Benghasi nicht zu einem zweiten Gallipoli werden lassen, den Einsatz stärkster Seestreitkräfte, die teils im unwegsamen Wüstengelände der afrikanischen Küste die Heeresartillerie ersetzen sollen, teils die Verbindung zwischen den auf fast sämtliche Mittelmeerküsten verteilten Kampfgebieten aufrechterhalten müssen. Die dazu an sich schon zu geringen maritimen Kräfte Englands können also nicht an dem einen, allein ausschlaggebenden Punkt konzentriert werden. Daß England auch in diesem Fall das Gesetz des Handelns entzogen ist — dafür sorgt nun, Hand in Hand



Bild: PK-Koch-PBZ

Einmarsch der deutschen Truppen in Bulgarien. Mit Zustimmung der Königlich Bulgarischen Regierung begann am 2. März zur Sicherung der bulgarischen Neutralität die Besetzung des Landes durch deutsche Truppen. Die vorgesehenen Operationen verliefen planmäßig

mit der italienischen Luftwaffe und Kriegsmarine, das deutsche Fliegerkorps in Italien und Afrika.

Der Aderlaß im Mittelmeer

Erst im März stellte es sich heraus, daß die Beschädigungen auf dem britischen Flugzeugträger „Illustrious" so schwer sind, daß diese Einheit für noch nicht abzusehende Zeit nicht einsatzfähig ist. Um die Kampfkraft der englischen Mittelmeerflotte durch diesen Ausfall nicht zu geschwächt zu lassen, sah sich jetzt die britische Admiralität veranlaßt, den zur gleichen modernen Klasse wie die „Illustrious" gehörenden Flugzeugträger „Formidable" ins Mittelmeer zu senden, der so der Heimatflotte entzogen wird.

Das wäre an sich schon ein Erfolg von unabsehbarer Tragweite, der deutschen Einsatz dort unten im Süden lohnt. Inzwischen waren aber die deutschen Flieger über dem Mittelmeer nicht müßig. Am 19. März meldet der Wehrmachtbericht, daß westlich Kreta zwei englische schwere Einheiten von deutschen Lufttorpedos getroffen wurden; am 21. wurde weiter ein Zerstörer bei Malta, am 23. ein Kreuzer im Hafen von La Valetta, am 24. ein Schlachtschiff südwestlich Kreta und am 29. März endlich ein Flugzeugträger in den Gewässern um Kreta mit bester Wirkung von deutschen Luftstreitkräften angegriffen. Für England ergibt sich daraus folgende Bilanz:

Erhebliche Teile der Grand Fleet erschöpfen sich auf einem Kriegsschauplatz, auf dem dieser Krieg nie zu gewinnen ist. Sollte man aber in London — gleichgültig auf die Rückwirkungen im Mittelmeer und in Afrika — die dort operierenden Seestreitkräfte zurückbeordern, um auf dem Atlantik zu retten, was zu retten ist, so stoßen zur Heimatflotte nur mehr Teile desjenigen Kontingents, das man hoffnungsvoll einst in den Nahen Osten detachierte. Der Rest liegt auf dem Meeresgrund oder zumindest während der Zeit der Entscheidung im Dock.

Diese Feststellungen müssen die britische Nachschublage, von der für England Leben oder Sterben abhängt, noch trostloser erscheinen lassen, als sie ohnehin ist, zumal England keine Möglichkeiten hat, sie zu ändern. Vor wenigen Wochen erst bestätigte der amerikanische Admiral *Stirling*, daß von den amerikanischen Lieferungen — schon im Februar! — mindestens ein Viertel die englischen Bestimmungshäfen nicht erreiche. Etwas später haben die Engländer zugegeben, daß fast alle ihre Großhäfen ausgefallen sind. Auch das ist ein entscheidender Erfolg der deutschen Luftwaffe.



Bild: PK-Wundshamer-PBZ

König Boris besucht einen nach Bulgarien verlegten Kampfflugzeugverband

Bomben auf Hafenanlagen und Docks

Wenn man nur die zehn wichtigsten Seehäfen Englands betrachtet und ihre Namen in den OKW-Berichten des März 1941 sucht, so findet man sie samt und sonders nicht nur ein, sondern meistenteils mehrere Male vertreten. In der Reihenfolge ihrer Bedeutung aufgezählt, er-



Bild: Atlantic

Für den Umgang mit Bomben schweren Kalibers stehen der deutschen Luftwaffe Spezialgeräte zur Verfügung

gibt sich dann folgendes Bild: London wurde am 1., 3., 4., 5., 7., 9., 10., 12., 15., 16. und 20. März, Liverpool am 13. und 14. März, Bristol am 8., 17. und 30. März, Hull am 2. und 19. März, Newcastle am 4. und 18. März, Portsmouth am 6., 9., 10., 11., 12. und 17. März, Cardiff am 2., 4. und 5. März, Plymouth am 15., 21. und 22. März, Clacton-on-Sea am 21. und Southampton am 2., 12. und 15. März als angegriffen gemeldet. (Die Tage, an denen der OKW-Bericht schwere Angriffe stärkerer Verbände verzeichnet, sind durch stärkeren Druck hervorgehoben!) Dazu kommen Angriffe gegen zahlreiche ungenannte Häfen und am 14. und 15. März sehr schwere Bombenangriffe auf den wichtigsten schottischen Hafen Glasgow. Insgesamt wurden in 15 Nächten nicht weniger als 23 Großziele mit starken Teilkräften wirkungsvoll bombardiert. Das bedeutet, daß in jeder dieser Nächte viele hundert deutscher Kampfflugzeuge über England und Schottland waren, daß mehrere Millionen Kilogramm Sprengstoff und über eine Million Brandbomben auf kriegswichtige Ziele in allen Teilen der britischen Insel geworfen wurden. Jedes statistische Handbuch belehrt darüber, daß damit lückenlos alle englischen Seehäfen mit mehr als 200 000 Einwohnern (wenn man Manchester als Binnenhafen betrachtet) getroffen wurden. Der Notruf, daß fast alle englischen Großhäfen ausgefallen sind, erscheint unter diesen Umständen durchaus nicht mehr als rein propagandistischer Trick, mit dem man etwa die *Rooseveltsche* Hilfe beschleunigen will.

Die deutsche Luftüberlegenheit ungebrochen

Obwohl die deutschen Wehrmachtberichte stets die heftige britische Abwehr bestätigen, stehen ihre Erfolge doch in keinem Verhältnis zu den Wirkungen der deutschen Angriffe. So ging beispielsweise bei dem Großangriff auf London in der Nacht vom 19. zum 20. März, obwohl er sechs Stunden dauerte, nicht ein einziges deutsches Flugzeug verloren. Ähnlich waren die Ergebnisse des Angriffs am 22. März auf La Valetta. Ohne jeden eigenen Verlust schossen die Begleitschutz fliegenden deutschen Jäger sieben Jäger vom Muster „Hurricane" ab. — Trotz aller britischen Anstrengungen, die deutsche Luftüberlegenheit zu brechen, hat sich also in den vier Wintermonaten an den Machtverhältnissen nichts geändert. Die stählerne Zange, die England umklammert, schließt sich unaufhaltsam. Von Tag zu Tag nimmt der Druck auf den Gegner zu, dem jede Möglichkeit eigener Initiative genommen ist. Er wird vielmehr mit jedem Tag, an dem er auf den entscheidenden Schlag wartet, schwächer. Der schon genannte Admiral *Stirling* hat Ende März erklärt, daß für die RAF. keinerlei Aussicht bestehe, die Überlegenheit der deutschen Luftwaffe in diesem Krieg einzuholen. Wir wußten das bereits im September 1939.

Reiner *Hofmann-Credner*.



Bild: PK-Brecht-PBZ

Auf einem Feldflugplatz. Flugzeugwarte bei der Überholung einer Ju-87



Bild: PK-v.d.Becke-PBZ

„Hallo, boys, how are you?" riefen die auf diese Weise bei Calais notgelandeten englischen Flieger den herbeieilenden deutschen Flaksoldaten zu; sie glaubten, in Kent gelandet zu sein

Meßtechnik bei Flugversuchen

von Flugkapitän Professor Dr. J. STÜPER, Göttingen

Mitteilung der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen

Mit dem Aufbau der deutschen Luftfahrt in den letzten Jahren hat die Durchführung von Messungen am fliegenden Flugzeug immer mehr an Bedeutung gewonnen. Flugmessungen wurden durchgeführt, solange Flugzeuge fliegen, und sei es auch nur die Ermittlung der einfachsten Flugleistungswerte wie Geschwindigkeit, Flughöhe usw. Mit dem Einsatz des fliegenden Flugzeugs als Forschungsgerät wurde die Anzahl der zu messenden Größen und die Anforderung an die Genauigkeit immer größer. Im folgenden soll die heute übliche Meßtechnik bei Flugversuchen kurz skizziert werden; wir wollen uns dabei auf die Bestimmung der wichtigsten Meßwerte beschränken.

Zunächst wird der stationäre Flugzustand behandelt; d. h. das Flugzeug bewegt sich während des Meßvorgangs beschleunigungsfrei. Man kann die zu messenden Größen in zwei Gruppen einteilen; die erste umfaßt alle Werte, die mit der Geschwindigkeit des Flugzeugs in der Luft zusammenhängen: Fluggeschwindigkeit v, Steig- (oder Sink-) Geschwindigkeit w_s, Gesamtdruck g, Staudruck q, am Ort des Messens: Flughöhe h, statischer Druck p, Luftdichte ϱ und Lufttemperatur t. Bei der zweiten Gruppe handelt es sich um die Lage des Flugzeugs im Raum, die durch Winkelgrößen gekennzeichnet ist: Anstellwinkel α, Längsneigung ϑ und Bahnneigung γ. Dabei sollen alle drei Winkel von der gleichen Bezugsachse im Flugzeug (z. B. Rumpfachse) gerechnet werden.

Messen der Geschwindigkeiten

Bei der Ermittlung der Fluggeschwindigkeit interessiert für die Flugforschung nur die Relativgeschwindigkeit zwischen Flugzeug und Luftmeer. Man bringt daher auch Meßverfahren zur Anwendung, die möglichst nur in den beiden Bezugssystemen Flugzeug—Luft arbeiten. Das früher übliche Messen der Fluggeschwindigkeit von der Erde aus oder mit Benutzung von erdfesten Punkten in Form von Drei- oder Vierecksflügen ist ganz in Fortfall gekommen. Einmal ist die Forderung nach genügend genauer Erfassung des Windeinflusses nur schwer zu erfüllen, zum anderen ist das Verfahren an Flüge in Erdnähe gebunden. Heute erfolgt die Bestimmung der Fortschrittsgeschwindigkeit v meist durch Ermittlung des Staudrucks q und der Luftdichte ϱ; es ist dann $v = \sqrt{2\, p/\varrho}$. Die Beiwerte für Kräfte und Momente am Flugzeug werden auf den Staudruck q bezogen; die genaue Bestimmung dieses Wertes ist daher für alle Flugmessungen unerläßlich.

Zur Anwendung gelangt heute meistens folgende Meßmethode: Durch eine am Flugzeug angebrachte richtungsunempfindliche Gesamtdrucksonde, wie sie die AVA und Dr. *Kiel* (DVL) beschrieben haben, wird der Gesamtdruck g und mit Hilfe einer am Flugzeug nachgeschleppten statischen Sonde (entwickelt von der DVL) der statische Druck p gemessen und mit $q = g - p$ der Staudruck q ermittelt. Oft ist das dauernde Aus- und Einfahren der Schleppsonde während der Versuche sehr lästig und kaum durchzuführen. Am zweckmäßigsten wird dann vor den eigentlichen Meßflügen die Anzeige einer am Flugzeug fest angebrachten statischen Sonde, die ja wegen der Beeinflussung durch die Flügelströmung falsch anzeigt, mit Hilfe der statischen Schleppsonde geeicht. Erfahrungsgemäß ist eine Kontrolle der Eichung in gewissen Zeitabständen angebracht.

Zur Ermittlung der Luftdichte ϱ am Ort der Messung muß man an dieser Stelle den Luftdruck p und die Temperatur t kennen; denn es ist $\varrho = \dfrac{0{,}0318 \cdot p}{273 + t}$ (p gemessen in mb, t in °C). Zur Messung des Luftdrucks p benutzt man am einfachsten einen guten Höhenmesser oder -schreiber.

Die Fluggeschwindigkeit v kann auch durch ein Luftlog direkt gemessen werden. Derartige Instrumente sind von Junkers und Dornier entwickelt worden. Abb. 1 zeigt die Anbringung eines Logs vor dem Flügel eines Flugzeugs. Man mißt mit diesen Geräten den Weg, den das Flugzeug in einer bestimmten Zeit in der Luft zurücklegt. Die Anzeige eines Logs ist in weitgehendem Maße von der Luftdichte (Flughöhe) unabhängig. Es eignet sich ganz besonders zum Bestimmen kleiner Fluggeschwindigkeiten, da hier die Messung des Staudrucks q wegen der kleinen Werte zu ungenau wird.

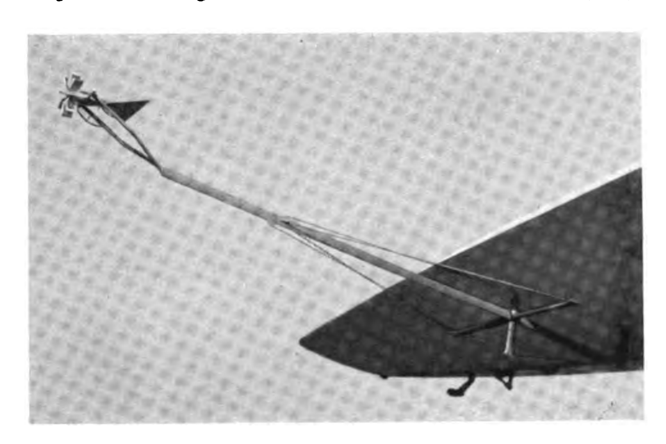


Abb. 1. Anbringung eines Logs

Die Steiggeschwindigkeit w_s eines Flugzeugs innerhalb des umgebenden Luftmeers wird durchweg ermittelt durch Messen der zeitlichen Höhenänderungen (Variometer oder Höhenschreiber). Dabei gehen natürlich alle Vertikalbewegungen der Luft gegenüber der Erde (Auf- und Abwinde) fälschend in die Messung ein. Leider kann dieser Meßfehler nicht erfaßt werden, da es keine brauchbare Methode gibt, den bei der Messung herrschenden Ab- oder Aufwind zu bestimmen und so zu berücksichtigen. Die Segelfliegerei

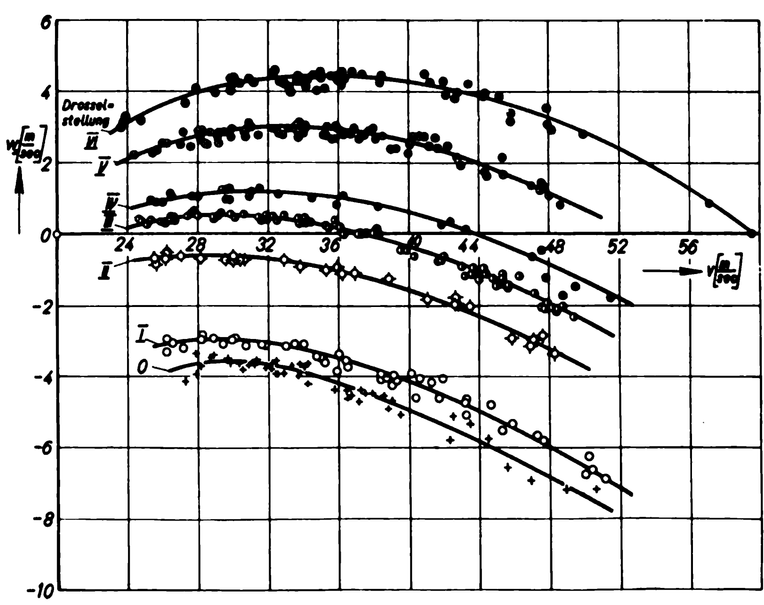


Abb. 2. Steiggeschwindigkeiten eines Flugzeugs

zeigt, daß fast bei allen Wetterlagen Aufwinde vorkommen können. Erschwerend kommt hinzu, daß die Vertikalgeschwindigkeit der Luft von der gleichen Größenordnung ist wie die Steig- oder Sinkgeschwindigkeit eines Flugzeugs, während ja die Horizontalgeschwindigkeit der Luft wesentlich kleiner als die Fluggeschwindigkeit ist. Das Messen der Sinkgeschwindigkeit muß daher immer bei möglichst ruhiger und stabil gelagerter Luft stattfinden. Abb. 2 zeigt, daß aber auch bei „ruhigster" Luft noch ziemliche Streuungen vorkommen; dargestellt ist die Steiggeschwindigkeit w_s eines Flugzeugs in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit v bei verschiedenen Drosselstellungen des Motors. Drosselstellung 0 entspricht der stehenden Luftschraube, Stellung VI dem Vollgas; das andere sind Zwischenstellungen.

Messen der Winkel

In der Abbildung 3 ist die Lage der Winkel dargestellt. Man liest leicht ab, daß $\alpha = \vartheta - \gamma$ ist. Durch Messen der Längsneigung ϑ und Bahnneigung γ erfolgt dann auch die Ermittlung des Anstellwinkels α. Die Längsneigung des Flugzeugs wird dabei durch ein Pendelgerät oder eine Libelle bestimmt. Die Genauigkeit ist jedoch meist nicht sehr groß, da das kurze Pendel oder die Flüssigkeitssäule auf die kleinsten Beschleunigungen anspricht. Größeren Erfolg würde man mit der Verwendung von Kreiselpendeln nach der Art der künstlichen Horizonte haben. Sie werden auf die kleinen unvermeidlichen Schwankungen wegen ihrer längeren Schwingungszeit nicht reagieren. Die Bahnneigung γ wird aus der Flug- oder Steiggeschwindigkeit errechnet; es ist $\sin\gamma = w_s/v$ (s. Abb. 3). Auch hier läßt die Genauigkeit wegen der oben erwähnten Schwierigkeiten bei dem Messen von w_s zu wünschen übrig. Alles in allem kann auf diesem Wege der Anstellwinkel bei sorgfältigstem Arbeiten nur auf etwa $\pm 0{,}8°$ genau bestimmt werden, was bei weitem nicht ausreicht.

Zu wesentlich besseren Ergebnissen gelangt man bei Anwendung der aus dem Windkanal bekannten Winkeldüse (Zweifingergerät). In Abb. 4 ist die Anbringung einer solchen Düse am Ende eines Flügels dargestellt; dieser Ort hat sich besonders bewährt. Der Differenzdruck zwischen dem oberen und unteren Hakenrohr $p_0 - p_u$ dividiert durch den Staudruck q_s des in der Mitte eingebauten Prandtlrohrs ist fast linear abhängig von der Richtung der Anblasung, dem Düsenwinkel α_w; $\alpha_w = k \frac{p_0 - p_u}{q_s}$.
Den Faktor k kann man durch Eichung der Winkeldüse im Windkanal festlegen; aber es kommt auch noch darauf an, den Einfluß der Flügelströmung auf die Anzeige der in Richtung der Bezugsachse eingebauten Winkeldüse festzustellen. Man bestimmt dazu nach der oben beschriebenen Weise den Anstellwinkel α und trägt ihn in Abhängigkeit vom gleichzeitig gemessenen Düsenwinkel α_w auf. Das Ergebnis einer solchen Arbeit zeigt Abb. 5. Hierbei ist zu beachten, daß die Streuungen der Meßpunkte von den erwähnten Ungenauigkeiten in der Bestimmung des Anstellwinkels ($\pm 0{,}8°$) herrühren. Der Düsenwinkel α_w kann auf $\pm 0{,}1°$ genau gemessen werden. Man erkennt diesen Unterschied am besten, wenn man z. B. den bei den Messungen ermittelten Auftriebsbeiwert c_a einmal über dem Anstellwinkel α (bestimmt aus Längs- und Bahnneigung) und dann über dem Düsenwinkel α_w aufträgt (Abb. 6). Die Streuung in Abb. 5 ist demnach sehr stark in Richtung der Ordinate „polarisiert", wie auch das eingezeichnete Fehlerviereck erkennen läßt. Für den Fall, den Abb. 5 wiedergibt, erhält man leicht $\alpha° = 0{,}635\ \alpha°_w + 2°$. Wenn die Eichung der Winkeldüse am Flugzeug genau genug durchgeführt ist, kann man so bei den Meßflügen den Anstellwinkel ohne großen Aufwand mit einer Genauigkeit von $\pm 0{,}1°$ messen. Wenn es gelingt, die Längsneigung ϑ genauer als bisher zu messen, so wird man in Zukunft die Bahnneigung γ ($= \vartheta - \alpha$) und vielleicht auch die Steiggeschwindigkeit auf diesem Weg bestimmen. Eine höhere Genauigkeit von γ ist sehr erwünscht, da der Wert mit großem Ein-

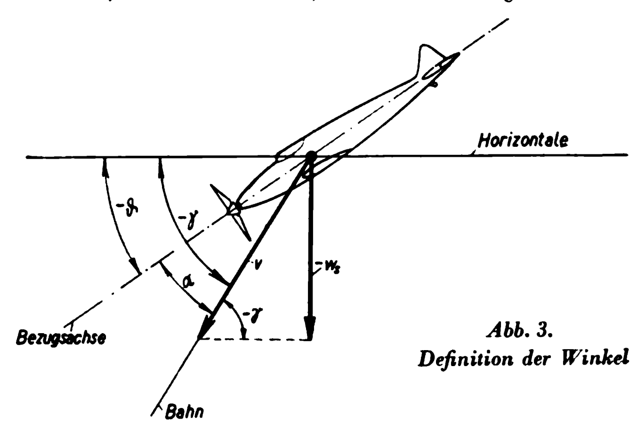
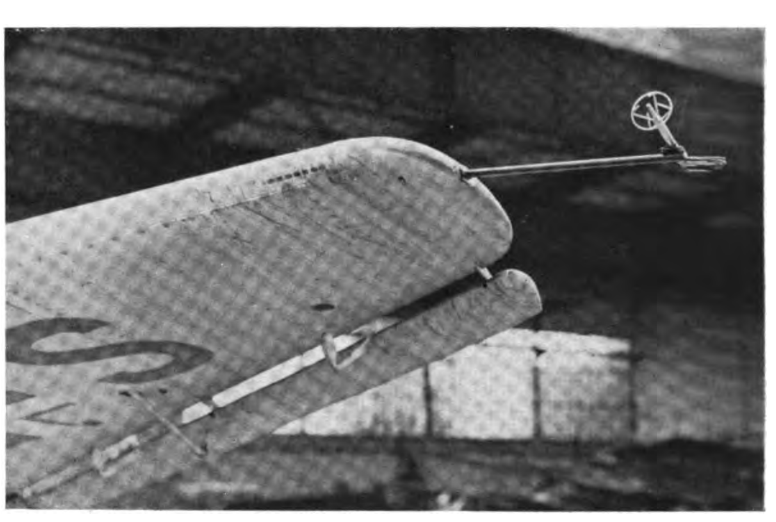


Abb. 3. Definition der Winkel


Abb. 4. Winkeldüse am Ende eines Flügels

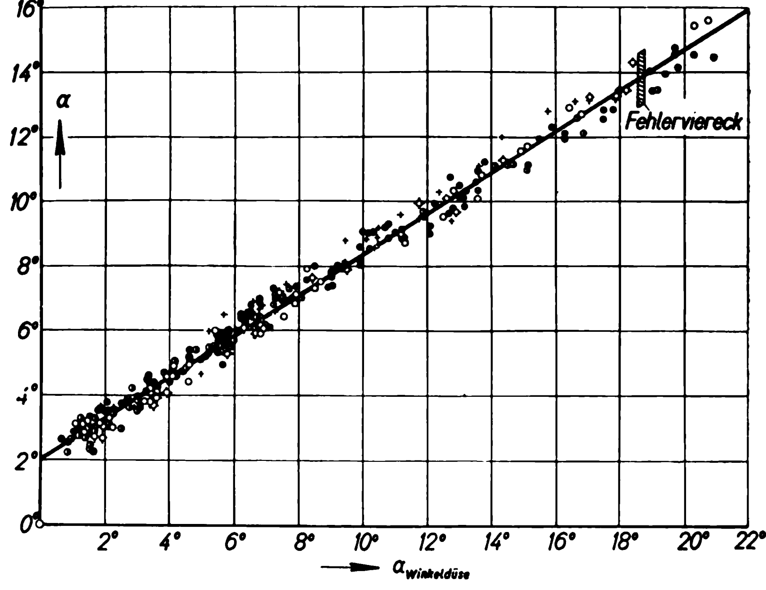


Abb. 5. Abhängigkeit des Anstellwinkels vom Düsenwinkel

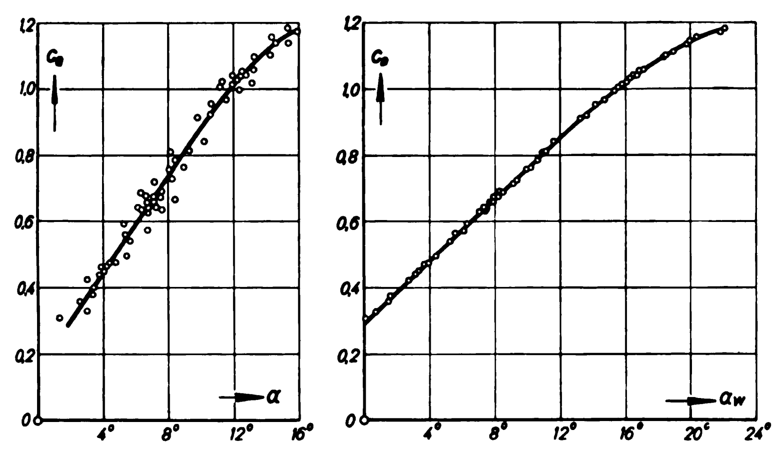


Abb. 6. Auftrieb in Abhängigkeit von a und a_w

fluß in die Berechnung des Widerstandsbeiwertes c_w eingeht; ohne Berücksichtigung des Schraubenschubs ist $c_w = \frac{-G \sin \gamma}{F q}$, mit G = Fluggewicht, F = Flügelfläche.

Hier kann eingefügt werden, daß für die Durchführung einer Winkeldüseneichung trotz der Streuungen längst nicht so viel Meßpunkte nötig sind, wie Abb. 5 wiedergibt. Meist genügt es, sich auf einige Meßflüge mit verschiedenen Drosselstellungen des Motors zu beschränken, bei denen man mit Hilfe des Variometers oder Statoskops genau horizontal fliegt ($w_s = 0$). Die Auswertung wird dann besonders einfach, da ja in diesem Fall $\vartheta = a$ ist.

Festhalten der Meßwerte

Die einfachste Methode, die Meßwerte festzulegen, ist Ablesen am Instrument mit Zeiger und Skala und Aufschreiben während des Flugs. Das Arbeiten wird wesentlich erleichtert, wenn man das Protokollpapier vor dem Flug zweckmäßig einteilt und vorbereitet. Fliegt der Flugzeugführer allein, so benutzt er am besten ein auf dem rechten Oberschenkel festgeschnalltes Schreibbrett. Um die rechte Hand zum Schreiben frei zu bekommen, ohne den stationären Flugzustand zu stören, habe ich mit gutem Erfolg eine Blockiervorrichtung verwandt, die den Steuerknüppel festlegt, wenn man ihn losläßt. Abb. 7 zeigt das Schema dieser Einrichtung und läßt ihre Wirkungsweise erkennen.

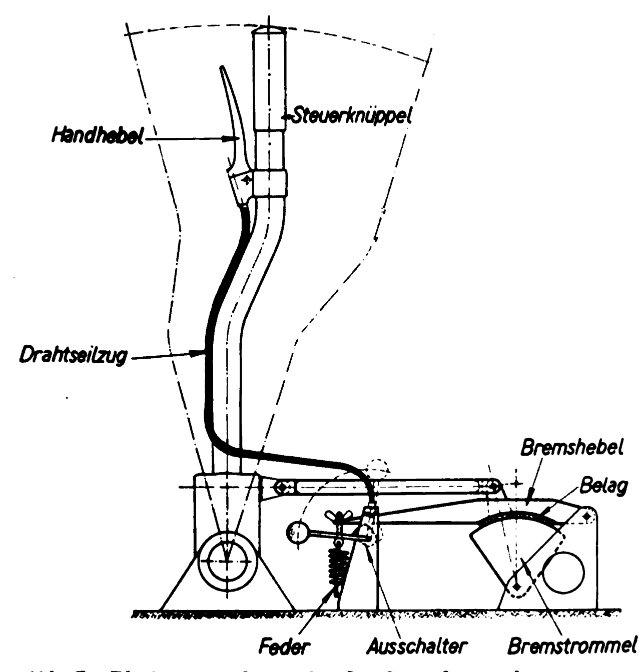


Abb. 7. Blockiervorrichtung für den Steuerknüppel

Man kann so die im Flugzeug eingebauten Instrumente (Staudruckmesser, Variometer, Höhenmesser usw.) benutzen. Erforderlich ist allerdings eine sorgfältige und wiederholte Eichung am Boden oder im Fluge; dann ist jedoch das Arbeiten mit den üblichen Flugzeuggeräten selbst für feinste Messungen erstaunlich genau. Bei dieser Meßmethode ist zu beachten, daß die Meßwerte nicht exakt zeitlich zueinander gehören; bei sauberem stationärem Fliegen sind dadurch aber keine wesentlichen Fehler zu befürchten. Nachteiliger ist allerdings, daß man die Ablesefehler nicht kontrollieren kann, weiterhin ist die Zahl der Geräte, deren Anzeige man ablesen und aufschreiben kann, wegen der Kürze der zur Verfügung stehenden Zeit beschränkt.

Der nächste Schritt ging daher dahin, die Instrumente mit ihren Anzeigen im Lichtbild festzuhalten. Wir haben zu diesem Zwecke alle Geräte für die zu bestimmenden Meßgrößen in einem zweiten Brett angeordnet und durch eine fest angebaute Kamera (Leica o. ä.) im geeigneten Augenblick Aufnahmen gemacht („Stummer Beobachter").

Die letzte Möglichkeit besteht darin, das Meßgerät selbst schreibend zu bauen. Gerade für die Flugforschung sind solche Apparate weitgehend entwickelt und in Gebrauch. Für die einfacheren Instrumente kommt das mechanische Schreiben auf Wachspapier oder berußter Folie zur Anwendung. Bei den hochwertigen Geräten arbeitet man mit winzigen Spiegeln, durch die ein Lichtstrahl gesteuert wird; die Ablenkungen werden auf Photopapier oder Film festgehalten. Wegen der äußerst geringen Reibung und den kleinen Massen der Schreibvorrichtung ist die Genauigkeit sehr groß. Unbedingt erforderlich sind solche Instrumente beim Vermessen instationärer Flugzustände.

Der Antrieb der Schreibtrommeln erfolgt elektrisch. Durch Schließen eines Kontaktes kann man während des Ablaufs der Geräte Kontrollmarken auf dem Schrieb anbringen. Um die zeitliche Zusammengehörigkeit der Meßwerte auf den einzelnen gleichzeitig aufgenommenen Schrieben sicherzustellen, hat sich folgende Arbeitsweise sehr bewährt. Das Einschalten der verschiedenen Schreibgeräte, Trommelantrieb und Lichtzeiger, geschieht durch einen oder mehrere nebeneinander vor dem Führer (oder Meßbeobachter) angebrachte Kippschalter. Alle Kontrollmarken der Geräte werden durch einen einzigen Druckknopf bedient. Vor dem eigentlichen Messen gibt man dann einen Morsebuchstaben als Kennzeichen und während des Meßvorgangs einen Dauerstrich. Es ist nun beim Auswerten der verschiedenen Schriebe sehr leicht, zusammengehörende Meßwerte zu finden. Es hat sich als äußerst nützlich erwiesen, das einwandfreie Arbeiten eines jeden Meßgeräts im Fluge durch eine Kontrolleinrichtung zu überwachen. Wir lassen z. B. jede Schreibtrommel bei ihrem Ablauf auf einen elektrischen Kontakt arbeiten, so daß eine vor dem Führer angebrachte Kontrollampe in kurzen Zeitabständen aufleuchtet. Es ist sehr ärgerlich und auch kostspielig, wenn man nach einem langen Flug feststellt, daß ein wesentliches Meßgerät schon am Anfang des Fluges ausgefallen ist.

Instationäre Flugvorgänge

Auf das so interessante Problem des Messens bei instationären Flugvorgängen wie Start, Landung, Schwingungsverhalten, Abfangen, Hochreißen, usw. kann wegen des Raums nur kurz eingegangen werden. Bei den vorkommenden Geschwindigkeitsänderungen genügt die Staudruckmessung mit Hilfe des Prandtlrohrs den Anforderungen durchaus, wenn man darauf achtet, daß der Luftbedarf des Anzeigegeräts gering ist. Das ist bei den üblichen Membrangeräten durchaus der Fall; sie hinken daher höchstens 0,1 s in der Anzeige nach. Das Log hat sich beim Vermessen von Start und Landung ganz besonders bewährt, da man, wie

schon erwähnt wurde, gerade die kleinen und kleinsten Flug- und Rollgeschwindigkeiten mit ihm gut bestimmen kann.

Die Anzeige eines guten und gewichtlich ausgeglichenen Höhenmessers oder -schreibers ist auch bei instationärem Flug noch brauchbar, während das Variometer im allgemeinen ausfällt. Seine Fehlanzeigen sind in dem physikalischen Prinzip begründet, das dem Aufbau des Geräts zugrunde liegt. Die Bestimmung der Steiggeschwindigkeit ist daher nur durch Auswertung eines Höhenschriebs möglich, wenn man nicht zu äußerst komplizierten Anordnungen wie z. B. der Bestimmung der Flugbahn durch Kinotheodoliten greift.

Der Anstellwinkel läßt sich mit der Winkeldüse bei langsamen Vorgängen, wie z. B. den Schwingungen eines Flugzeugs um die Querachse, noch genau genug messen. Das Verhalten des Geräts bei schnellen Anstellwinkeländerungen, z. B. beim Hochreißen, ist noch nicht bekannt. Für das Bestimmen der Längsneigung fallen Pendelgeräte völlig aus. Beim Studium von Flugzeugschwingungen haben wir recht gute Erfolge gehabt mit einem vollkardanisch aufgehängten und indifferent gelagerten Kreisel. Er hält seine Lage im Raum bei und die Lageänderungen des Flugzeugs werden durch einen Lichtzeiger aufgeschrieben. Bis zum Beginn der Messung wird der laufende Kreisel in einer bestimmten Lage zum Flugzeug, z. B. Kreiselachse parallel der Hochachse, gefesselt. Man muß dann für die Auswertung die Längsneigung der Kreiselachse im Augenblick der Entfesselung kennen. Hierzu wird die Freigabe des Kreisels im stationären Flugzustand vorgenommen, in dem man ja die Längsneigung durch ein gewöhnliches Pendelgerät bestimmen kann.

Für das Messen von Winkelgeschwindigkeiten und Beschleunigungen ist man heute noch meist auf die Benutzung der gebräuchlichen Flugzeuginstrumente, wie Wendezeiger, Horizont usw., angewiesen. Hier hat der Instrumentenbauer noch ein großes Betätigungsfeld.

Einfluß der Luftschraube

Um den Einfluß der laufenden Schraube auf die Aerodynamik des fliegenden Flugzeugs zu bestimmen, ist außer der Erfassung des Strahleinflusses in erster Linie das Messen des erzeugten Schubs erforderlich. Man hat zu diesem Zweck Schubmeßnaben entwickelt. Der Anreiz zum Arbeiten mit solchen Naben ist nicht sehr groß, da der gemessene Schub mit dem Schub der freifahrenden oder am Modell arbeitenden Schraube nicht ohne weiteres verglichen werden kann. Nur für einen Fall hatte die Verwendung von Schubmeßnaben bisher gewissen Wert, und zwar zur Einstellung des Betriebszustandes, bei dem der Schub zu Null wird.

Bei Untersuchungen am fliegenden Flugzeug, vor allem bei der Bestimmung des Auftriebs und Widerstands, interessieren als Ausgangs- und Bezugspunkt sehr stark die Verhältnisse, die auftreten, wenn der Einfluß der Luftschraube so weit wie möglich zum Verschwinden gebracht ist. Früher hat man solche Messungen meist bei leerlaufendem Motor gemacht. Es zeigt sich aber, daß Leerlaufmessungen fast nie reproduzierbar sind, weil der Leerlauf eines Motors nicht eindeutig festliegt. Er hängt stark vom Wartungszustand, der Einstellung und allen möglichen anderen Einflüssen ab. Weiterhin kommt hinzu, daß die Luftschraube bei leerlaufendem Motor meist schon sehr stark bremst, so daß vom Verschwinden des Schraubeneinflusses nicht die Rede sein kann. Viel besser ist es, die Schraube auf Nullschub zu bringen. Die ersten Messungen dieser Art wurden bei der DVL mit Hilfe einer Schubmeßnabe durchgeführt. Der technische Aufwand war jedoch sehr erheblich, so daß dieses Verfahren nicht weiter zur allgemeinen Anwendung gelangte. Einfacher ist es schon, durch Messen im Nachlauf der Luftschraube den Nullschub im Fluge einzustellen. Dr. *W. Stiess* von den Dornier-Werken hat ein solches Verfahren mit gutem Erfolg entwickelt und benutzt.

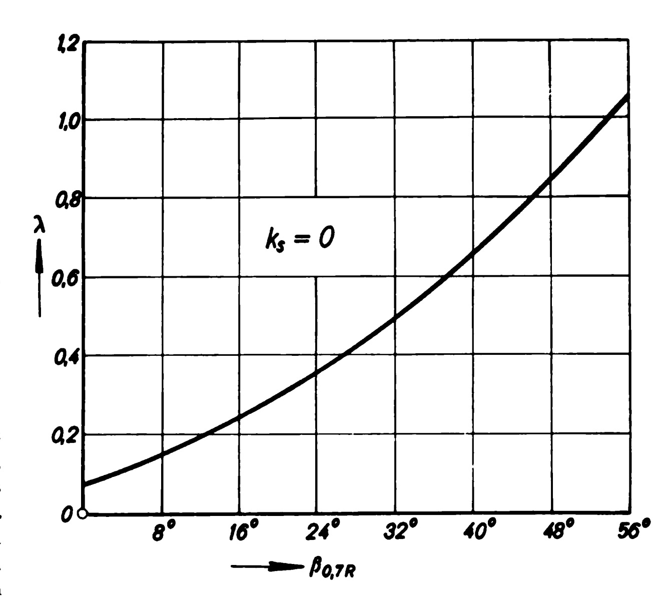


Abb. 8. Fortschrittsgrad der Luftschraube bei Nullschub

Noch einfacher ist es, wenn man aus den Schraubencharakteristiken die Fortschrittsgrade λ für den Nullschub ($k_s = 0$) ermittelt. Dann kann bei einem bestimmten Blatteinstellwinkel zu jeder Fluggeschwindigkeit eine Luftschraubendrehzahl angegeben werden, die dem Nullschub entspricht. Man braucht dazu nicht einmal die Leistungskurven der benutzten Luftschraube zu kennen. Die Auswertung von Messungen an etwa 20 verschiedenen Luftschrauben ergab, daß der Fortschrittsgrad des Nullschubs im wesentlichen nur vom Blatteinstellwinkel β bei etwa 0,6 R bis 0,8 R abhängt, wenn man β von der Nullauftriebsrichtung aus zählt. Alle anderen Schraubengrößen, wie Blattzahl, Blattbreite, Steigung usw., haben fast gar keine Bedeutung; dieses Verhalten konnte aus einer theoretischen Betrachtung geschlossen werden. Für die heute meist benutzten Luftschraubenprofile mit gerader Unterkante ist der Verlauf von λ in Abhängigkeit vom Einstellwinkel $\beta_{0,7R}$ in Abb. 8 wiedergegeben. Der Winkel $\beta_{0,7R}$ ist dabei wie hier üblich von der Profilunterkante aus gerechnet. Der Winkel zwischen dieser Kante und der Nullauftriebsrichtung ist im allgemeinen 4°—5°. Bei Luftschrauben mit konvexer Unterseite ist gegebenenfalls der Unterschied des Winkels zwischen der Bezugsgeraden und Nullauftriebsrichtung von diesem Wert zu berücksichtigen.

Für die praktische Anwendung dieser Methode rechnet man sich für die vorliegende Luftschraube und den gegebenen Blatteinstellwinkel den Verlauf der Drehzahlen in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit aus. Das Herstellen eines stationären Flugzustandes, bei dem zwei Geräte, Geschwindigkeits- und Drehzahlmesser, genau vorgegebene Werte anzeigen müssen, gelingt nach einiger Übung ganz gut. Bei der Geschwindigkeitsanzeige ist der Höheneinfluß zu berücksichtigen. Man beginnt den Gleitflug in einer größeren Höhe und mißt, wenn die Höhe durchflogen wird, für die die Rechnung durchgeführt wurde.

Mit Verstelluftschrauben kann man die Nullschubpolare sehr gut und einfach aus Gleitflügen mit stehender, in Segelstellung gebrachter Luftschraube ermitteln. Der Widerstand der stehenden Schraube wird dabei aus den vorliegenden Windkanalmessungen an Schraubenmodellen errechnet und in Abzug gebracht. Das Verfahren hat den Vorteil, daß es von der Flughöhe unabhängig ist. Das Wiederanspringen des Motors beim Zurückfahren der Luftschraubenblätter bereitet keine Schwierigkeiten.

Bei Meßflügen mit verschiedenen Drosselstellungen des Motors wurde früher die einzelne Stellung durch eine Rast am Vergaser herbeigeführt. Besser ist es jedoch, nach Herstellung der vorgegebenen äußeren Bedingungen (Flughöhe,

Staudruck) jeweils den gleichen Ladedruck wieder einzustellen.

Steigerung der Meßgenauigkeit

Wie aus den obigen Betrachtungen hervorgeht, gibt es bei Flugmessungen Fehlerquellen, die nicht ganz ausgemerzt werden können. Sie liegen einmal in dem zur Anwendung gelangenden Prinzip oder in der Empfindlichkeit der Geräte gegen Störbewegungen und ganz besonders in den immer wechselnden meteorologischen Bedingungen, deren Einfluß nicht erfaßbar ist. Meistens wird man die für Meßflüge unbedingt erforderliche völlig ruhige Wetterlage in den frühesten Morgenstunden finden. Ein Forschungsflugbetrieb muß daher betriebstechnisch die Möglichkeit haben, in dieser Zeit zu fliegen. Von großer Bedeutung für die Genauigkeit des Messens ist die Eignung des Flugzeugführers zum Versuchsflieger. Zum Erlangen der nötigen Kenntnisse und Fähigkeiten gehören Veranlagung und fortlaufende Übung. Einen vorgesehenen Staudruck zwei Minuten lang auf 0,5 % genau einzuhalten, ist für die meisten Flieger schwieriger als jeder Kunstflug. Die notwendigen praktischen Kenntnisse über Wetterkunde erhält der Versuchsflieger nach meinen Erfahrungen am besten und einfachsten durch Segelfliegen. Der Leistungssegelflug ist gleichzeitig eine hervorragende fliegerische Übung.

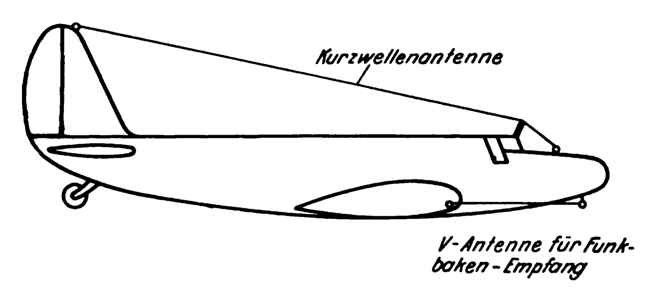
Um eine möglichst große Genauigkeit zu erlangen, soll man sich grundsätzlich bemühen, bei jeder Meßgröße alle Fehler zu vermeiden oder zum mindesten zu erfassen. Die Reproduzierbarkeit der Messungen und damit die Richtigkeit des Ergebnisses wird durch Messungen an verschiedenen Tagen und damit unter verschiedenen äußeren Bedingungen sichergestellt. Man kommt dann von selbst zur Vielpunktmethode (s. Abb. 2). Man lasse sich durch die gute und scheinbar einwandfreie Lage der Meßpunkte des ersten Meßflugs nie dazu verleiten, die weiteren Messungen zu unterlassen.

Der Wert der Flugforschung

Man hat die Ansicht vertreten, daß Flugforschung und Flugmessungen keine besondere Bedeutung hätten. Einschneidende aerodynamische Erkenntnisse seien von ihnen nicht zu erwarten. Es mag in dieser Behauptung ein Körnchen Wahrheit stecken. Das ist zum Teil in den einengenden Arbeitsbedingungen begründet, die einmal in den erwähnten Schwierigkeiten beim Messen, zum anderen in der Einhaltung der Flugsicherheit liegen. Aber jede noch so große Änderung oder Erfindung, sei sie nun am Schreibtisch erdacht und berechnet oder im Laboratorium ausgeklügelt und vermessen, wird erst im Flug sich bewähren müssen. Der Versuchsflug und seine quantitative Auswertung, die Flugmessung, werden das letzte und entscheidende Wort darüber sprechen, ob die Idee brauchbar ist und zur Anwendung gelangt. In diesem Sinne hat die Flugforschung wertvolle Arbeit geleistet und wird auch immer ihre Bedeutung behalten.

Atmosphärische Einwirkungen auf den Funkempfang in Flugzeugen

Die atmosphärischen Störungen des Funkempfangs, die als Begleiterscheinungen von Gewittern oder elektrischen Ausgleichvorgängen innerhalb der Wolkenschichten auftreten und sich als scharfes Krachen und Prasseln im Kopfhörer äußern, sind allgemein bekannt; sie treten gleichermaßen bei Bodenstationen und bei Bordstationen von Flugzeugen in Erscheinung. Darüber hinaus lassen sich jedoch noch atmosphärische Störungen beobachten, die ausschließlich auf die Bordstationen beschränkt bleiben und auch zu solchen Zeiten auftreten, während denen die überflogenen Bodenstationen völlig einwandfreien Empfang ergeben. Über die Ursache dieser Erscheinungen, ihre Auswirkungen und die Möglichkeiten zu deren Beseitigung sind neuerlich insbesondere in den USA. ausgedehnte Versuche angestellt worden, über die in folgendem kurz berichtet werden soll.



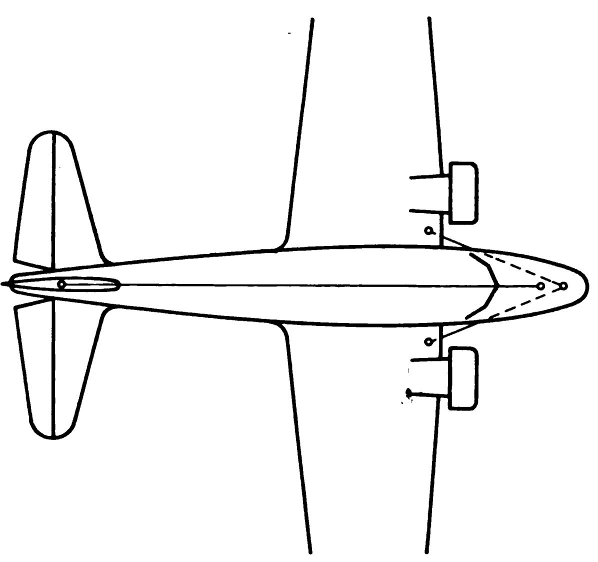


Abb. 1. Geprüfte Antennenanordnungen

Zunächst wurden elektrisch aufgeladene Regen- oder Schneeteilchen, die ihre Ladung beim Auftreffen auf die Bordantennen an diese abgeben, als alleinige Ursache der Störungen angesehen. In der Tat ergaben die Versuche, daß die Störungen bei Verringern der Fluggeschwindigkeit infolge der je Zeiteinheit geringeren Anzahl auftreffender Störungsteilchen ebenfalls zurückgingen. Ebenso konnte mitunter ein brauchbarer Empfang mit abgeschirmten Rahmenantennen noch erzielt werden, während die gleichzeitig mit Eindrahtantennen aufgenommenen Signale durch die Störungen völlig zugedeckt wurden. Da jedoch Versuche mit abgeschirmten Rahmen aller Art keineswegs in allen Fällen befriedigende Ergebnisse aufwiesen, wurden durch weitere Untersuchungen als Hauptursache der Empfangsstörungen Schwankungen in der elektrostatischen Aufladung des metallenen Flugzeugkörpers ermittelt.

Die Aufladung ist durch die jeweilige Stärke des durchflogenen elektrostatischen Erdfeldes bedingt. Dieses Erdfeld ändert sich erheblich je nach der Höhe über dem Erdboden. In den amerikanischen Messungen werden Werte von etwa 100 Volt/m in Erdbodennähe und einigen 5 bis 10 Volt/m bei 10 000 m Höhe angegeben, während die gesamte Potentialdifferenz zwischen Erdboden und den Grenzen der Atmosphäre auf 1 000 000 Volt geschätzt wird.

Wenn das Feld homogen ist und sich auf die Höhenschichten stetig verteilt, so wird der Flugzeugkörper eine bestimmte elektrische Ladung aufnehmen, die sich aus der

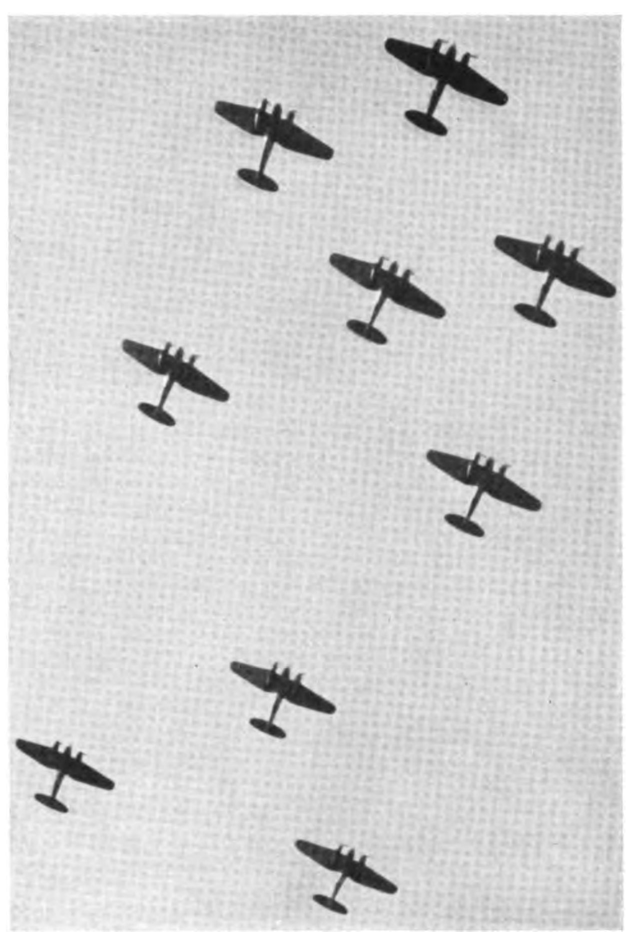


Bild: PK-Trapp-OKW

Kampfflugzeuge He 111 fliegen im Verband

in der jeweiligen Flughöhe vorhandenen Feldstärke ergibt. Hält das Flugzeug diese Höhe ständig ein, so wird, immer unter der Voraussetzung des homogenen Feldes, auch die Aufladung konstant bleiben; Störungen des Funkverkehrs sind daher nicht zu erwarten. Das gleiche gilt für den Fall, das die Flughöhe langsam geändert wird, da dann die elektrische Ladung genügend Zeit hat, sich auf die jeweilige Feldstärke einzustellen.

Werden dagegen verschiedene Feldstärken mit großer Geschwindigkeit durchflogen, so muß der Flugzeugkörper plötzlich entweder eine zusätzliche Ladung aufnehmen oder einen Teil seiner Ladung abstoßen. Dies kann dazu führen, daß an den Spitzen und Ecken eine Korona-Entladung auftritt, also eine Art Sprühentladung, die durchaus nicht immer sichtbar zu sein braucht, aber in jedem Falle den Funkempfang durch lautes Krachen und Prasseln sehr stark beeinträchtigt bzw. überhaupt unmöglich macht. Das gleiche Ergebnis tritt natürlich ein, wenn das Feld in sich bereits völlig ungleichmäßig verteilt ist, sei es durch den Einfluß wechselnder Sonnenstrahlung, durch verschiedenartig aufgeladene Regenwolken, die in rascher Folge durchflogen werden, oder dergleichen.

Die Messungen ergaben unerwartet hohe Werte der Ladungsänderungen. Nicht selten wies eine Flügelspitze eine positive, die andere eine negative Ladung auf, so daß starke Ausgleichströme im Flugzeugkörper die Folge waren. Es wird berichtet, daß Abweichungen der Magnetnadel um etwa 10 Grad gegenüber der Anzeige eines Kreiselkompasses auftraten. Um eine gleiche Differenz der Anzeigen bei gelandeter Maschine zu erzielen, war ein Strom von nicht weniger als 45 Ampere zwischen beiden Flügelspitzen erforderlich. Um auf dem Boden eine gleich starke Störung der Bordstation wie während des Fluges zu erzielen, mußte eine Potentialdifferenz von 100 000 Volt zwischen Flugzeugkörper und Erdboden hergestellt werden.

Verschiedenartig verspannte Antennen brachten keinen durchgreifenden Erfolg. Einige der geprüften Anordnungen sind in Abb. 1 dargestellt. Im allgemeinen ergaben die am Heck der Maschine angebrachten Antennen ein schlechteres Verhältnis zwischen Signal und Störung als die am Bug befindlichen. Die Bemühungen wurden daher darauf gerichtet, am Heck der Maschine besonders günstige Bedingungen für Korona-Entladungen zu schaffen, an Stelle der über den ganzen Flugzeugkörper verteilten Störherde also einen einzigen, genau lokalisierten zu erzielen und die gesamte Antennenanordnung nach dem Bug der Maschine zu verlegen. Zu diesem Zwecke wurde die Heckspitze der Versuchsmaschine durch einen metallenen Ableitungsstab verlängert; ähnliche Anordnungen an den Flügelspitzen erwiesen sich als weniger wirksam. Da die Korona-Entladung, wenn das beabsichtigte Ziel erreicht werden soll, in jedem Falle zuerst an der Spitze des Ableitungsstabes auftreten muß, bevor irgendein anderer Teil des Flugzeugkörpers zu sprühen beginnt, waren die Ergebnisse um so besser, je größer die Länge des Stabes und je kleiner sein Durchmesser gehalten wurde, so daß die beste Lösung ausschließlich durch die statische Festigkeit der Anordnung begrenzt war.

In Abb. 2 ist die Verlagerung des Störfeldes vom Flugzeugkörper nach der Spitze des Ableitungsstabes schematisch dargestellt. Um die hohen Frequenzen der Korona-Entladung möglichst zu dämpfen, wurden Hochohmwiderstände in den Ableitungsstab eingebaut. Gute Ergebnisse wurden mit einem Stahldrahtableiter von etwa 1,5 m Länge und einem Widerstand von 100 000 Ohm erzielt. Um ein Wippen des Drahtes während des Fluges zu vermeiden, wurde er durch eine windschnittige, konische Verkleidung abgestützt. Dipl.-Ing. Paul *Miram.*

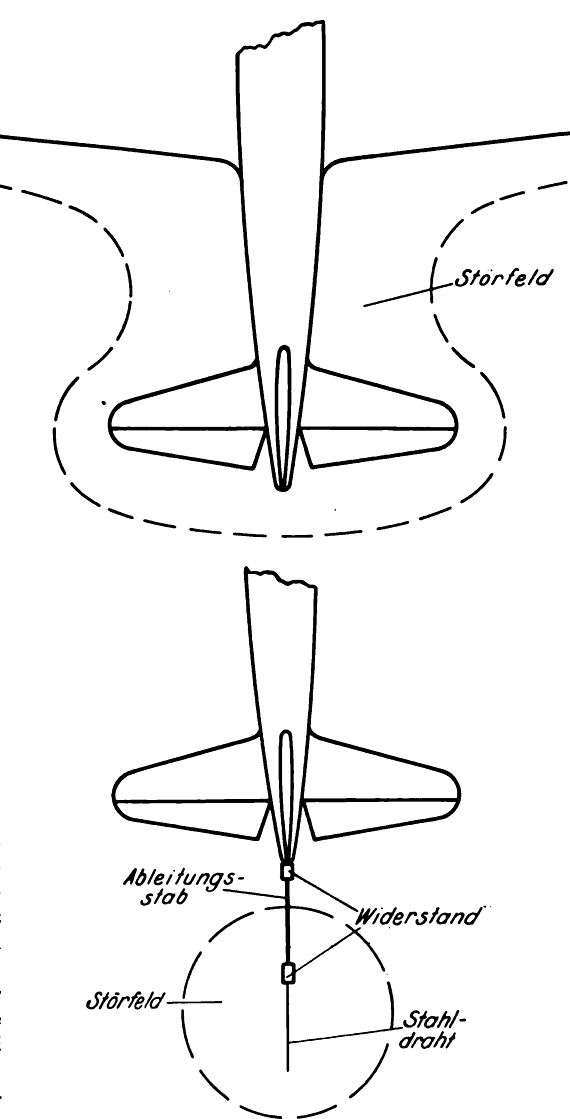


Abb. 2. Verlagerung des Störfeldes

Der Sturzbombenwurf

von HELMUTH WENKE,

Lehrmittelabteilung der Junkers Flugzeug- und -Motorenwerk A.-G.[1])

Einleitung

Seit Beginn des heutigen Kriegsgeschehens spielt der Bombenwurf für die Abwicklung und das Ergebnis der militärischen Unternehmungen eine Rolle von weittragenderer Bedeutung, als dies je in einem Kriege der Fall gewesen ist. Die Flugzeuge, soweit sie hinsichtlich ihres Verwendungszweckes für den Bombenwurf[2]) eingesetzt werden, sind zur „Artillerie der Luft" geworden. Denn mit der flugtechnischen und wissenschaftlichen Entwicklung ist die Treffsicherheit und Wirkung der Bomben so vorgeschritten, daß die militärischen Erfolge mit ihnen nicht nur denen der Artillerie gleichwertig sind, sondern sie in manchen Dingen sogar übertreffen. Aus Presse, Rundfunk und Film kann man immer wieder entnehmen, wie mit einer fast unwahrscheinlich anmutenden Zielsicherheit Punktziele, wie z. B. Schiffe, Bunker, Brücken usw. von der Luftwaffe mit Bomben bis zu schwersten Kalibern angegriffen und vernichtet werden. Im Laufe der Zeit ist im Zusammenhang damit in immer größerem Maße der Sturzbomber[3]) als dasjenige Kampfmittel bekanntgeworden, das einen wesentlichen Anteil an diesen Erfolgen hat.

Der Sturzbomber zielt und wirft seine Bombe im Sturzflug. Es wird daher der Sturzflug, der an sich nichts Neues darstellt, heute nicht mehr als reiner Kunstflug angesehen, sondern auch im Rahmen normaler Flugbewegungen in den Kreis näherer Betrachtungen gezogen. Der Winkel im Sturz bewegt sich zwischen 90° (senkrechter Sturz) und etwa 20°, man spricht bei Sturzflügen mit geringen Winkeln im allgemeinen aber nur von einem Bahnneigungsflug; eine Begriffsfestlegung besteht hierüber nicht[4]).

Kennhuchstaben

A	$= c_a \cdot q \cdot F$	(kg)	Auftrieb
c_a	=	—	Auftriebsbeiwert
c_w	=	—	Widerstandsbeiwert
c_{w_c}	=	—	Widerstandsbeiwert im senkrechten Sturz ($c_a = 0$)
F	=	(m^2)	Tragflügelinhalt
G	=	(kg)	Flugzeuggewicht
g	=	(ms^{-2})	Erdbeschleunigung (9,81)
h	=	(m)	Abfanghöhe
h_z	=	(m)	Höhenzuschlag
M	=	($kgm^{-1}s^2$)	Masse
n	=	—	Lastvielfaches
q	=	(kgm^{-2})	Staudruck
q_c	=	(kgm^{-2})	Endstaudruck im Sturz
r	=	(m)	Abfangradius
v	=	(ms^{-1})	Bahngeschwindigkeit
W	=	(kg)	Widerstand
W_L	=	(kg)	Luftschraubenwiderstand
Z	=	(kg)	Zentrifugalkraft
α	=	—	Anstellwinkel des Flugzeuges
γ	=	—	Sturzwinkel (Bahnneigungswinkel)
γ	=	(kgm^{-3})	Luftwichte

Die Einhaltung des Sturzwinkels erfolgt je nach der technischen Einrichtung des Flugzeuges mit Hilfe von besonderen Geräten. Solche Vorrichtungen sind beim Zielbombenwurf im Sturz unerläßlich, während im Kunstflug der Sturz gefühlsmäßig durchgeführt wird.

Ableitung der Sturzflugformeln

Beim Anflug zum Sturz wird das Triebwerk gedrosselt und dann das Flugzeug aus geringer Geschwindigkeit in den Sturzflug hineingedrückt, sofern es nicht die Tendenz aufweist, von selbst in den Sturzflug überzugehen. Die Geschwindigkeit steigert sich, bis sie eine durch den Widerstand des Flugzeuges bedingte Endgeschwindigkeit erreicht, die als Endstaudruck bezeichnet wird.

Im senkrechten Sturz ist der Auftrieb und damit der Auftriebsbeiwert $c_a = 0$; dadurch ist der Widerstandsbeiwert gegeben, und man erhält für den Endstaudruck q_c, wenn der Widerstandsbeiwert mit c_{w_c} für $c_a = 0$ bezeichnet wird[5]).

$$\boxed{q_c = \frac{W}{c_{w_c} \cdot F}}. \quad (1)$$

Im senkrechten Sturz ist der Widerstand W wie das Fluggewicht G senkrecht zum Boden gerichtet, d. h. $W = G$ (Abb. 1). Löst man q_c auf $\left(q = \frac{\gamma}{2\,g} \cdot v^2\right)$, so erhält man nach Gl. 1 als Sturzflug-endgeschwindigkeit

$$v_c = \sqrt{\frac{G \cdot 2\,g}{\gamma \cdot c_{w_c} \cdot F}}. \quad (2)$$

Die Endgeschwindigkeit ist wie jede Geschwindigkeit — entsprechend Gl. 2 — mit der Höhe veränderlich, während bekanntlich die Geschwindigkeitsanzeige als Staudruckanzeige konstant ist (vgl. Gl. 1). Bei der Berechnung der Geschwindigkeit ist zu beachten, daß c_{w_c} nur aus der Gleitflugpolare einschließlich des Widerstandes der im Leerlauf befindlichen Luftschraube entnommen werden

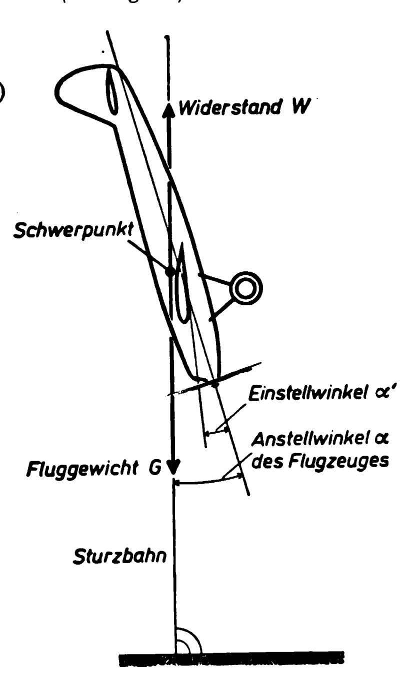


Abb. 1 (oben). Das Flugzeug im senkrechten Sturz

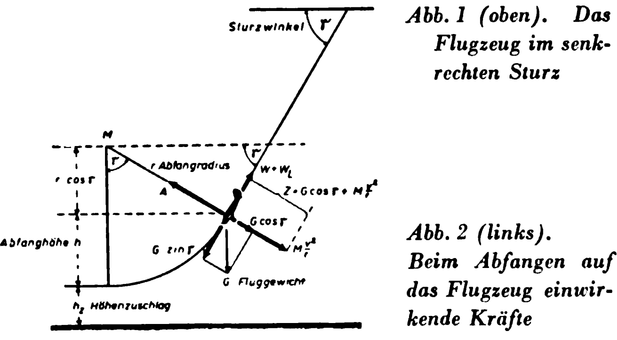


Abb. 2 (links). Beim Abfangen auf das Flugzeug einwirkende Kräfte

[1]) *Durch die Entwicklung von Sturzbombern ist der früher als Kunstflug gekennzeichnete Sturzflug heute als eine Flugbewegung zu betrachten, die flugtechnisch von wesentlicher Bedeutung ist. Der Bericht hierüber ist ein bearbeiteter Auszug aus dem demnächst erscheinenden Buch „Der Flug" in der Bücherreihe „Praktische Theorie in der Flugtechnik" vom gleichen Verfasser. Verlag Dr. Matthiesen & Co., Berlin.*

[2]) *Kampfflugzeuge, früher als Bomber oder Bombenflugzeuge bezeichnet.*

[3]) *Sturzkampfflugzeug, abgekürzt = Stuka.*

[4]) *Man spricht jedoch vom Sturzbomber zum Unterschied vom Gleitbomber.*

[5]) *Der Index „c" für q_c und c_{w_c} entspricht dem Belastungsfall C (Sturzflug).*

kann, aber auch dann ergibt die Formel noch zu hohe Werte, da die Luftschraube durch die hohe Sturzgeschwindigkeit auf große Drehzahl kommt und bei der erforderlichen Überwindung der hierdurch entstehenden Reibungskräfte im Motor einen weiteren zusätzlichen Widerstand hervorruft. Dabei dürfen jedoch die vom Motorhersteller zugelassenen Werte für die Höchstdrehzahlen nicht überschritten werden, ganz abgesehen davon, daß der Motor ohne Gas, d. h. ohne eigene Kraft läuft.

Die Polaren der heutigen Flugzeuge haben einen Auftriebsbeiwert $c_a = 0$ fast ausschließlich bei negativen Anstellwinkeln. Es bedeutet dies, daß im senkrechten Sturzflug die Flugzeuglängsachse nicht senkrecht, sondern über 90° hinaus geneigt zum Boden steht (Abb. 1). Mit geringer werdendem Sturzwinkel und damit auch wachsendem c_a und geringerem negativen Anstellwinkel wird der Widerstandsbeiwert c_w zuerst kleiner, bis er langsam wieder zunimmt (s. die verschiedenen Flugzeugpolaren). Auf Grund des abnehmenden Widerstandsbeiwertes, d. h. abnehmenden Widerstandes bei kleineren Sturzwinkeln ergibt sich für solche Sturzflüge eine höhere Endgeschwindigkeit als im senkrechten Sturz. Die Zusammenhänge zwischen Bahnneigung (Sturzwinkel), Bahngeschwindigkeit (Sturzgeschwindigkeit) und Polare ergeben sich aus der bekannten Grundformel für den Gleitflug. Es ist im Gleitflug

$$G \cdot \sin \gamma - W = 0 . \tag{3}$$

Danach ergibt sich als Bahngeschwindigkeit

$$v_c = \sqrt{\sin \gamma \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{2g}{c_w \cdot \gamma}} . \tag{4)^{6}$$

c_w erhält man, da $\operatorname{tg} \gamma = \frac{c_w}{c_a}$ ist, durch einen Strahl im Winkel γ vom Nullpunkt des Achsenkreuzes der Polare an diese. Damit wird gleichzeitig der Anstellwinkel α des Flugzeuges gefunden.

Hat ein Flugzeug im Sturz seinen Endstaudruck erreicht, so kann man unter Vernachlässigung der Geschwindigkeitsänderung durch die Höhe von einem stationären Sturzflugzustand sprechen. Aus diesem Zustand wird das Flugzeug abgefangen und in eine gewünschte Normalfluglage zurückgeführt. Das Abfangen erfolgt in einer aufrecht stehenden Kurve, bei der die Flugzeugneigung 90° beträgt; man kann also die Abfangbewegung mit einer Steilkurve von 90° vergleichen.

Zeichnet man die Kräfteverhältnisse für das Abfangen im Sturzflug auf, so ergibt sich eine Darstellung nach Abb. 2. Senkrecht zum Boden wirkt das Fluggewicht G, das sich nach dem Sturzwinkel (Bahnneigungswinkel) in die Komponenten $G \cdot \sin \gamma$ und $G \cdot \cos \gamma$ aufteilt; in Richtung der Flugbahn wirkt der Bewegung entgegen der Flugzeugwiderstand, vermehrt durch den Widerstand der Luftschraube $= W + W_L$, rechtwinklig zur Flugbahn erhält man in Richtung des Abfangradius als Zentripetalkraft den Auftrieb A und die Zentrifugalkraft $M \frac{v^2}{r}$ (vermehrt durch $G \cdot \cos \gamma$).

Der menschliche Organismus kann erfahrungsgemäß eine Beanspruchung von rund 6 g vertragen. Es ergibt sich danach für die zulässige Zentrifugalkraft Z beim Abfangen im Sturz (Abb. 2)

$$n \cdot G = Z = G \cdot \cos \gamma + M \frac{v^2}{r} . \tag{5}$$

Da $M = \frac{G}{g}$ ist, erhält man nach Gl. (5) für den Abfangradius

$$n \cdot G = G \cdot \cos \gamma + G \frac{v^2}{g \cdot r} \quad \text{d. h.}$$

$$n - \cos \gamma = \frac{v^2}{g \cdot r} \quad \text{und damit}$$

$$\boxed{r = \frac{v^2}{g\,(n - \cos \gamma)}} . \tag{6}$$

Ermittelt man nach Gl. (2) die Sturzgeschwindigkeit, so kann man nach Gl. (6) für jede vorgesehene Beanspruchungsgrenze den zugehörigen Abfangradius errechnen. Wird der Sturzwinkel 90°, d. h. $\cos \gamma = 0$, so geht Gl. (6) über in

$$\boxed{r = \frac{v^2}{g \cdot n}} . \tag{7}$$

In diesem Fall wird der Abfangradius bei gegebener Geschwindigkeit allein durch die gewünschte Beanspruchungsgrenze bestimmt. Wird eine höchstzulässige Beanspruchung von 6 g festgelegt, so kann man fernerhin nach Gl. (6) den Abfangradius in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit in Kurvenform darstellen und erhält damit gleichzeitig ein Bild für die Mindestabfanghöhe eines Flugzeuges (Abb. 3).

Die Mindestabfanghöhe ergibt sich rechnerisch aus Abb. 2 zu

$$h = r - r \cdot \cos \gamma$$

und danach

$$h = r\,(1 - \cos \gamma) . \tag{8}$$

Wird im senkrechten Sturz $\cos \gamma = 0$, so wird $h = r$, d. h. die Abfanghöhe ist gleich dem Abfangradius (vgl. hierzu auch Abb. 2). Die Abfanghöhe ist nach den vorhergehenden Überlegungen eine Mindesthöhe, da der Abfangkreisbogen am Ende, d. h. im erreichten Waagerechtflug, den Boden berührt; es muß also für jede Abfanghöhe noch ein Höhenzuschlag h_z vorgesehen werden (Abb. 2), um die Möglichkeit einer Bodenberührung auszuschalten.

Überträgt man diese Überlegungen auf den praktischen Flugbetrieb, so ist es für die Einhaltung der Abfanghöhe wichtig, daß einerseits der Höhenmesser des Flugzeugführers eine genaue Höhenkorrektur nach dem Tagesluftdruck erhält, andererseits die Höhe des Angriffszieles im Vergleich zum Abflugort in die Festsetzung der Höhe mit einbezogen wird. Dies gilt vor allem für Sturzflüge mit Zielanflug, während der Sturzflug als Kunstflug durch die Wahl ausreichender Flughöhen von den angeführten Werten unabhängig ist; in diesem Fall ist besonders die zulässige Beanspruchung zu beachten.

Die Sturzflugbremse

Die heutigen Sturzbombenflugzeuge sind mit Sturzflugbremsen ausgerüstet, die allein dazu dienen, die Geschwindigkeit, d. h. den Endstaudruck herabzusetzen und damit den Sturzflug zu bremsen. Die Sturzflugbremse besteht aus einfachen, am Tragwerk oder

[6]) *Der Bahnneigungswinkel γ darf hierbei nicht mit der Luftwichte γ verwechselt werden.*

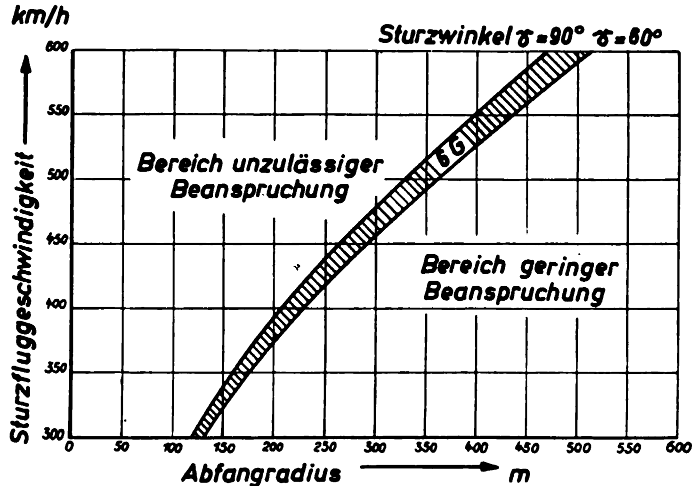
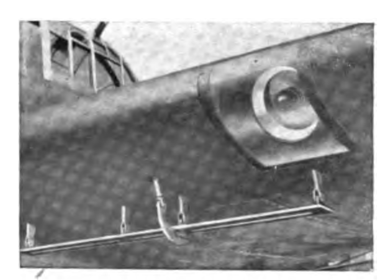
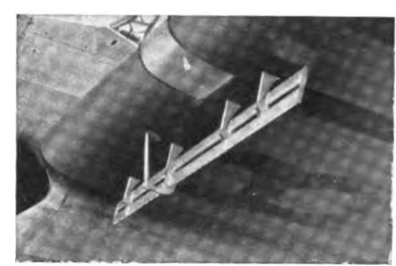


Abb. 3. Zusammenhang zwischen Sturzfluggeschwindigkeit und Abfangradius

Abb. 4.
Sturzflugbremse an der Unterseite des Tragflügels in eingefahrenem und ausgefahrenem Zustand





Rumpfwerk angebrachten Bremsflächen, die für den Normalflug entweder auf geringsten Widerstand fest eingestellt werden, oder die man ganz in das Flugzeug einzieht und zum Verschwinden bringt. Vor Beginn des Sturzes werden die Widerstandsflächen oder -körper, vom Führer willkürlich bedient, quer zur Anblasrichtung eingestellt und ergeben dann eine Widerstandsvermehrung, durch welche die Sturzgeschwindigkeit je nach Größe und Gestalt der Bremsen den gewünschten Anforderungen angepaßt und verringert wird. In Abb. 4 ist als Beispiel eine unter dem Tragflügel angebrachte Sturzflugbremse in ein- und ausgefahrenem Zustand wiedergegeben, sie ergibt eine Verminderung der Sturzfluggeschwindigkeit von etwa 150 km/h. Die Bedienung solcher Bremsen erfolgt durch Handhebel oder Schalter, die Betätigung des Ausfahrens und Einziehens auf elektrischem oder hydraulichem Wege. In den Endstellungen werden die Bremsen automatisch verriegelt und der Führer kann an einer Anzeigevorrichtung den Vorgang überwachen. Die Betätigung erfolgt daher in einer durchaus ähnlichen Weise, wie dies bei Verschwindfahrwerken der Fall ist.

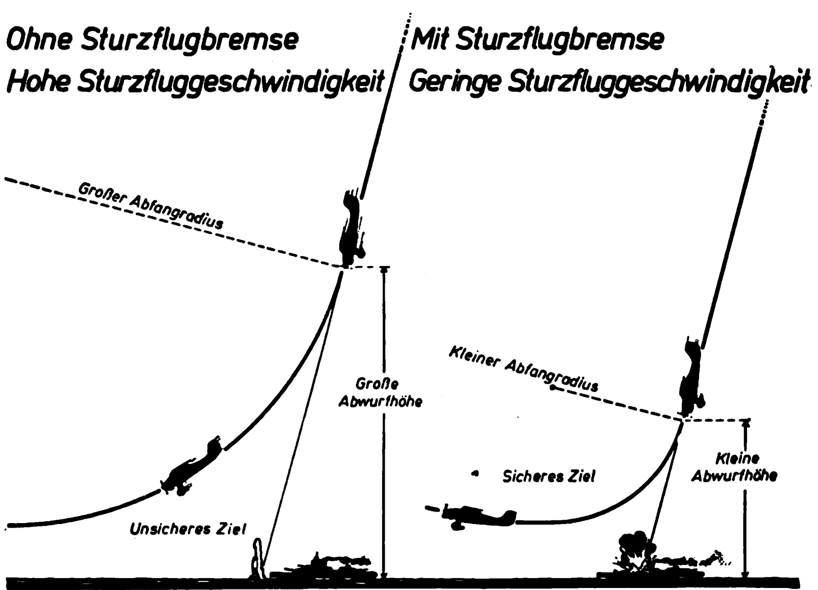


Abb. 5. Zielsicherheit beim Sturzbombenwurf mit und ohne Sturzflugbremse

Bei einem Sturzflug, gleichgültig ob er als senkrechter Sturz oder in einer geringeren Bahnneigung ausgeführt wird, muß für das Abfangen, wie erläutert, als Höchstgrenze eine Beanspruchung von 6 g festgelegt werden. Wie aus den abgeleiteten Formeln hervorgeht, richtet sich bei der festgelegten Beanspruchungsgrenze der Abfangradius und damit die Abfanghöhe nach der Geschwindigkeit des Flugzeuges im Sturz (vgl. auch Abb. 3). Je größer die Geschwindigkeit ist, um so größer wird die Höhe über dem Boden, in der das Flugzeug abgefangen werden muß.

Die Treffsicherheit eines Sturzbombenflugzeuges[7]), d. h. eines Flugzeuges, das im Sturzflug seine Bomben wirft, ist in erster Linie durch die Zielmöglichkeit gegeben, da der Führer durch die Bahnneigung das Ziel unmittelbar, sei es durch einfache oder besonders entwickelte Zielvorrichtungen, anvisieren kann. Bekanntlich sinkt die Treffsicherheit durch die Streuung mit der Größe der Zielentfernung, dies ist bei dem Bombenwurf um so mehr der Fall, als die Bombe durch ihre relativ geringe Fallgeschwindigkeit dem Windeinfluß weit stärker ausgesetzt ist als ein durch Pulver angetriebenes schnelles Geschoß[8]), es muß fernerhin der Windeinfluß auf das Flugzeug hinsichtlich der Zielgenauigkeit in Rechnung gesetzt werden. Für die Treffsicherheit im Sturzbombenwurf ist es daher wichtig, die Bombe so nahe wie möglich über dem Ziel abzuwerfen, d. h. die Abfanghöhe auf ein geringes Maß zu bringen.

Da die Abfanghöhe von der Sturzgeschwindigkeit abhängt, ist den vorausgegangenen Erläuterungen entsprechend eine klein gehaltene Sturzgeschwindigkeit für den Erfolg des Sturzbombers von wesentlicher Bedeutung. Diesem Zweck dient die Sturzflugbremse; die unterschiedlichen Verhältnisse für die Zielsicherheit und Treffgenauigkeit im Sturzflug mit und ohne Sturzflugbremse sind in Abb. 5 nochmals besonders herausgestellt.

Für andere Zwecke kann die Sturzflugbremse nicht angewendet werden. Es besteht oft die irrige Ansicht, daß die Sturzflugbremse auch bei normalen Flugbewegungen, z. B. beim Verlauf des Landevorganges im Abfangen, als bremsendes Hilfsmittel benutzt werden kann. Durch die verhältnismäßig großen Widerstandsflächen der Bremsen ergeben sich, zumal wenn sie am Tragwerk angebracht sind, Strömungstörungen, die zu einer erheblichen Auftriebsverminderung führen und unter Umständen im normalen Anstellwinkelbereich katastrophale Folgen haben. Bei einem Sturz ist der Einfluß schon deshalb bedeutungslos, weil das Flugzeug bei den großen negativen Anstellwinkeln sowieso keinen oder nur geringen Auftrieb hat. Aus Unkenntnis durchgeführte Landungen mit Ausfahren der Sturzflugbremse haben infolge der geschilderten Verhältnisse Unfälle hervorgerufen. Sturzflüge mit geringer Neigung, bei denen man nur noch von einem Bahnneigungsflug spricht, werden ohne Sturzflugbremsen geflogen.

Für die richtige Anwendung und Bedienung einer Sturzflugbremse ist, wie bei allen aerodynamischen Hilfsmitteln, die von der Besatzung zu bedienen sind, neben einer allgemeinen Kenntnis über ihre Wirkungsweise, die besondere Anweisung des Herstellers zu beachten; die Betriebsanleitungen der Flugzeugmuster geben hierüber nähere Auskunft.

[7]) *Auch Sturzbomber oder Sturzkampfflugzeug (abgekürzt Stuka) genannt; werden die Bomben bei geringer Bahnneigung geworfen, so spricht man von einem Gleitbomber.*

[8]) *Anfangsgeschwindigkeit der Bombe etwa 150 ms^{-1}, bei einem Gewehrgeschoß etwa 800 ms^{-1}; fernerhin fehlt bei der Bombe der Drall, der für die Genauigkeit der Geschoßbahn von wesentlicher Bedeutung ist.*

Nurflügelflugzeug „Horten V“

von Gebrüder HORTEN, Bonn

Die Entwicklung des Nurflügelflugzeuges erfordert die Lösung des „Raum“- und des „Stabilitäts“-Problems. Das Raum- oder Größenproblem ist eine Frage der Aufgabenstellung; die „Größe“ des Flugzeuges — als solche soll der Flügelinhalt verstanden sein — ist zweidimensional, während der Nutzraum dreidimensional ist. Daraus ergibt sich, daß mit zunehmenden Ausmaßen das Verhältnis von Flugzeuggröße zum Nutzraum günstiger wird, geometrische Ähnlichkeit vorausgesetzt. Da nun das Gewicht bei konstanter Flächenbelastung verhältnisgleich dem Flügelinhalt ist, erhält man mit zunehmender Größe je Tonne Fluggewicht mehr Raum. Es ist nun nur noch eine Frage der Aufgabenstellung, wieviel Raum je Tonne benötigt wird, um daraus die Größe zu erhalten, in der das Nurflügelflugzeug einen leistungsmäßigen Vorteil bringt. Ein kleiner schnellfliegender Flügel von etwa 10 bis 15 Quadratmeter Inhalt, wie man ihn zu einem Einsitzer verwendet, wird nicht den Raum haben, um den Führer und den Motor in sich aufzunehmen. Anders dagegen sind die Verhältnisse bei einem mehrmotorigen Fracht- oder Verkehrsflugzeug. Hierbei wird schon von einem Flügelinhalt von 70 bis 80 Quadratmetern an ausreichender Raum zur Verfügung stehen, der zur Aufnahme der Lasten, der Besatzung und der Motoren sowie des Betriebsstoffes verwendet werden kann.

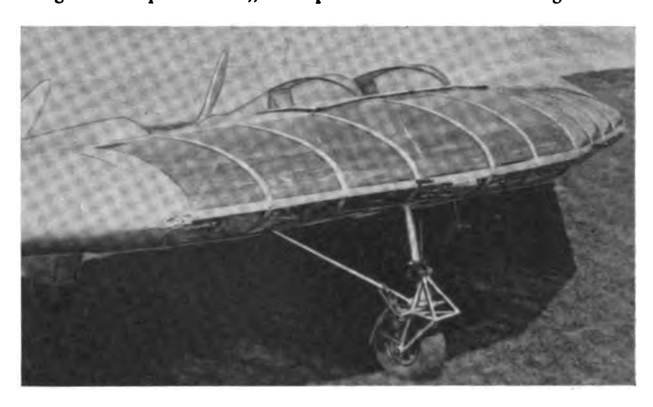
Das Stabilitätsproblem oder, allgemeiner, das aerodynamische Problem ist durch zahlreiche Arbeiten und Vorversuche von verschiedenen Seiten untersucht und behandelt worden. Um auf diesem Gebiete weitere Erkenntnisse und Erfahrungen zu gewinnen, wurde die „Horten V“ gebaut; dabei wurden die Gesichtspunkte berücksichtigt, die bei einem späteren Bau eines Flugzeuges mit hoher Geschwindigkeit auftreten. Der aerodynamische Entwurf wurde also, soweit das möglich war, auf ein großes Projekt abgestellt und das Flugzeug als eine maßstabsgerechte Verkleinerung gebaut.

Zur Veranschaulichung dieses Baugrundsatzes sei folgendes angeführt. Das Profil-Dickenverhältnis bei den vorher entwickelten Nurflügel-Segelflugzeugen wurde an der Flügelwurzel mit 20 % gewählt. Bei den in Frage kommenden kleinen Geschwindigkeiten der Segelflugzeuge war das vertretbar. Die „Horten V“, als Prototyp eines schnellen Nurflügel-Motorflugzeuges hingegen, hat ein Profil-Dickenverhältnis an der Flügelwurzel von nur 16 %, und dieses ist zum Flügelende hin auf 8 % gestrackt. Damit ergibt sich eine mittlere Flügeldicke von etwa 13 %, ein Wert, der wohl auch von Normalflugzeugen aus statischen Gründen nicht unterschritten wird.

Das Flugzeug ist zweisitzig mit nebeneinanderliegenden Sitzen und zweimotorig mit Druckschrauben. Die gegenläufig gebauten Motoren Hirth HM 60 R sind im Flügel untergebracht und treiben die Schrauben über Ferntriebwellen. Hierdurch ergibt sich außerdem ein gleiches Verhalten in Links- und Rechtskurven. Denn die Schrauben-Kreiselmomente heben sich auf. Auch das wurde nur im Hinblick auf später zu benutzende größere Triebwerke durchgeführt.

Öldruck-Propellerbremsen sorgen im Falle des Absprunges der Besatzung mittels Fallschirmes für sofortigen Stillstand der Schrauben, damit die Insassen das Flugzeug gefahrlos verlassen können.

Die Flügelform ist aus der bei den Nurflügel-Segelflugzeugen verwendeten Pfeil-Trapez-Form entwickelt und durch die Aufteilung des Pfeilwinkels der Flügelnase in mehrere (vier) stumpfere Bugwinkel einer Parabel angenähert. Das Flügelwurzelprofil ist „druckpunktfest“ mit S-förmiger Mit-



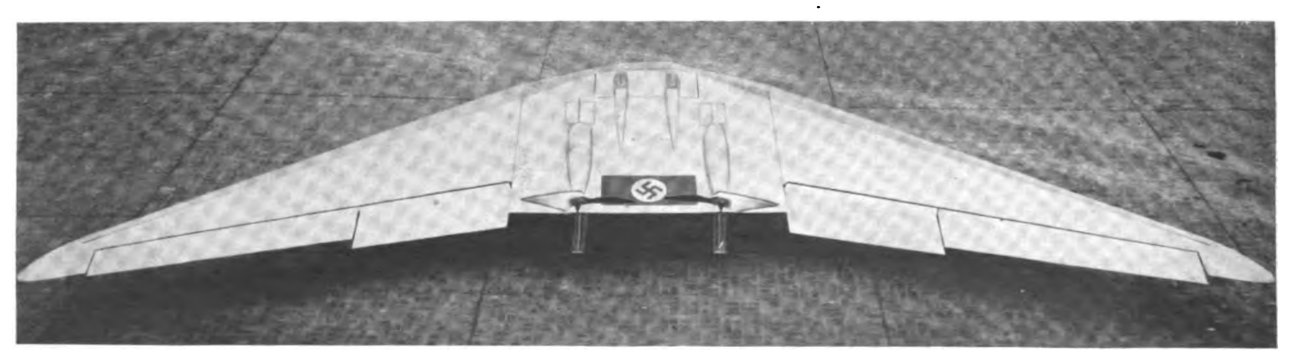
„Kanzel“ der „Horten V“

tellinie und 2 % Wölbung. Das Flügelendprofil ist symmetrisch.

Die Steuerung ist nach den Erfahrungen mit den Segelflugzeugen eingerichtet. Dabei wirken die Außenklappen durch die Art des Antriebes hauptsächlich als Höhenruder und die Innenklappen hauptsächlich als Tiefenruder. Man erhält durch diese Anordnung außerdem bei Höhenruderausschlägen die geringsten Verluste, und bei Tiefenruderausschlägen bleibt die aerodynamische Schränkung bestehen. Durch einen „Höhenruderausschlag rechts“ und einen „Tiefenruderausschlag links“ entsteht ein Querruderausschlag, der durch die Differentialwirkung dieser Anordnung das Gieren um die Hochachse verringert. Als Seitenruder sind, wie bei den Segelflugzeugen, Bremsklappen in die Nase der Flügelenden eingebaut. Unbetätigt bilden sie die Haut

Bau- und Leistungsdaten der „Horten V“

Spannweite . . .	16 m	Flächenleistung	4 PS/m²
Flügelinhalt . .	42 m²	Leistungsbelastung	6 kg/PS
Seitenverhältnis	6	Höchstgeschwindigkeit	260 km/h
Leergewicht . .	650 kg		
Fluggewicht . .	1100 kg	Reisegeschwindigkeit	230 km/h
Flächenbelastung	26 kg/m²		
Motorleistung	2 × 80 bis 160 PS	Personenzahl	2



Nurflügelflugzeug „Horten V“



des Flügels. Beim Ausschlag durch Spreizen erzeugen sie einen Zusatzwiderstand. Dieser ruft das Moment um die Hochachse hervor.

Als Lande- und Starthilfe wurden in das Mittelstück des Flügels (es reicht auf beiden Seiten bis zum Beginn der inneren Ruderklappen) drei Spreizklappen eingebaut. Die mittlere Spreizklappe, die zwischen den Motoren angeordnet ist, arbeitet mit dem 1,5fachen Spreizwinkel der seitlichen Spreizklappen und erreicht maximal 60 Grad Ausschlag. Die sich anschließenden „Tiefenruderklappen" werden als Landehilfe mit hinzugezogen durch einen Ausschlag von maximal 30 Grad, ohne daß dadurch ihre Aufgabe als Tiefenruder gestört wird. Als weitere Landehilfe ist ein zentraler einziehbarer Vorflügel vorgesehen (vergleiche „Horten III" vom Rhön-Segelflugwettbewerb 1938). Für den Vorflügel sind die Versuche noch nicht abgeschlossen, weshalb zunächst von seinem Einbau abgesehen wurde.

Das Fahrwerk ist in Dreiradausführung mit schwenkbarem Bugrad gebaut. Auf Einziehbarkeit wurde aus Gründen der baulichen Einfachheit vorerst verzichtet. Jedoch ist die Einziehbarkeit aller drei Räder vorgesehen. Die hinteren Räder sind mechanisch bremsbar.

Der statische Aufbau des Flügelmittelstückes ist aus Stahlrohr. Er nimmt die Führersitze, Motorenanlagen und Fahrwerke auf. Die Außenflügel sind im Holzbau einholmig mit verdrehfester Sperrholznase hergestellt.

Das Flugzeug wurde im Jahre 1937/38 gebaut und anderthalb Jahre lang bis zum Kriegsbeginn gründlich erprobt. Es erwies sich dabei als fliegerisch sehr einfach und flugeigenschaftsmäßig einwandfrei.

Einige Betrachtungen zur Frage der statischen und dynamischen Längsstabilität

von Flugbaumeister Dr.-Ing. E. EUJEN

Mitteilung der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen

Einleitung

Die Begriffe der statischen und dynamischen Stabilität sind an sich aus der Mechanik bekannt. Wenn man beim fliegenden Flugzeug von Stabilität spricht, so ist darunter immer die Stabilität bezüglich eines bestimmten Gleichgewichts-Flugzustandes zu verstehen, der gegeben ist durch das Gleichgewicht von Luft- und Massenkräften. Erzeugt eine Auslenkung aus einer solchen Gleichgewichtslage rückführende Kräfte und Momente, so ist statische Stabilität vorhanden, oder wie es im üblichen Sprachgebrauch heißt: „Das Flugzeug ist statisch stabil." (Womit dann die Stabilität des Bewegungszustandes als Eigenschaft des Flugzeugs definiert ist.) Was die Stabilität im geraden Flug — die Längsstabilität — anbetrifft, so begnügt sich der Konstrukteur beim Entwurf eines Flugzeugmusters bisher meistens mit einer gründlichen Untersuchung und Berechnung der statischen Stabilität, weil theoretische Betrachtungen und praktische Erfahrungen gezeigt haben, daß bei Vorhandensein eines gewissen Grades von statischer Stabilität um die Querachse üblicherweise die Rückkehr des Flugzeugs zu seinem Ausgangszustand nach einer Störung gesichert ist. Demgegenüber muß aber festgehalten werden, daß die statische Stabilität wohl eine unbedingt notwendige, aber nicht hinreichende Vorbedingung für dynamische Stabilität ist, denn sie sagt nichts aus über den eigentlichen Bewegungsablauf, sondern ist lediglich als ein Maß für die „Rückkehrfreudigkeit" des Systems in seine Gleichgewichtslage zu werten. Die stürmische Entwicklung des Flugzeugbaues zwingt jedoch immer mehr dazu, nicht nur der statischen Längsstabilität, sondern auch der Frage der dynamischen Stabilität bereits beim Entwurf eines Flugzeugs erhöhte Aufmerksamkeit zu schenken und damit überhaupt die Stabilitätsuntersuchung auf eine vernünftigere Basis zu stellen, indem die Bewegungsform des Flugzeugs nach Auslenkung aus der Gleichgewichtslage betrachtet wird. Hierbei ist es dann nicht nur wesentlich festzustellen, ob die Bewegung gedämpft verläuft, sondern es interessieren auch die Schwingungszeiten und Dämpfungswerte selbst. Man wird bei solchen Untersuchungen darauf kommen, daß es infolge der Wechselwirkung zwischen statischer und dynamischer Stabilität in manchen Fällen nützlich sein wird, sich betreffs der dynamischen Stabilität nicht so ganz dem Zufall zu überlassen.

Die Bedeutung der statischen Stabilität

Die statische Stabilität wird allerdings immer im Mittelpunkt der Betrachtungen stehen müssen, da sie nicht nur wesentlichen Einfluß auf die freien Schwingungen des Flugzeugs um die Querachse ausübt, sondern mit der Größe der statischen Stabilität eine ganze Reihe wichtiger Fragen im Zusammenhang stehen, die die Flugeigenschaften des Flugzeugs betreffen. Somit erklärt sich die entscheidende flugmechanische Bedeutung dieser im üblichen Sinne nur als Maßzahl anzusehenden Größe. Man erhält sie aus einer Betrachtung des Momentengleichgewichts um die Querachse (die Störung soll unendlich langsam verlaufen, so daß sich das Kräftegleichgewicht immer wieder einstellen kann) und nennt den Gleichgewichts-Flugzustand stabil, wenn nach einer Auslenkung ein rückführendes Moment auftritt. Formelmäßig bedeutet dies

$$\frac{d c_M}{d \alpha} \quad \text{bzw.} \quad \frac{d c_M}{d c_a} < 0\;^{1)},$$

wobei die Größe der Differentiale als Stabilitätsmaß festgelegt werden kann. Es ergibt sich damit die bedeutungsvolle Frage, welche Gesichtspunkte für die Festsetzung von Grenzbeträgen der statischen Stabilität maßgebend sein sollen, da vorläufig nur die unbedingte Forderung besteht, daß alle praktisch wichtigen Fluglagen statisch stabil sein sollen. Am fertigen Flugzeug steht — sofern nicht durch den Verwendungszweck bereits starken Beschränkungen unterworfen — als einzige leicht zugängliche und einflußreiche Variable zur Regulierung der statischen Stabilität im Vordergrund der Überlegungen die Schwerpunktlage. Ihre endgültigen Grenzen können nur durch die Flugerprobung des neuen Flugzeugmusters festgelegt werden, da eine Berechnung im Entwurf doch noch immer mit sehr viel Unsicherheiten behaftet ist. Man geht bei der Festlegung der Betriebsschwerpunktlagen von derjenigen Schwerpunktlage aus, für die die statische Stabilität verschwindet $\left(\frac{d c_M}{d c_a} = 0\right)$, von dem sogenannten Indifferenzpunkt und legt die rückwärtigste Betriebsschwerpunktlage um einen gewissen Betrag vor diesen Punkt. Auf diesen Betrag kommt es nun jedoch sehr an, da mit ihm außer der statischen Stabilität selbst noch eine Reihe anderer wichtiger Größen im Zusammenhang stehen. Im allgemeinen ist die Lage des Indifferenzpunktes nicht unabhängig vom Flugzustand und wird besonders im Motorflug unter dem Einfluß der laufenden Schraube oftmals stark geändert. Damit aber bei allen für das betreffende Flugzeug wichtigen Flugzuständen keine statische Instabilität auftritt, muß sich die höchstzulässige Schwerpunktrücklage nach der vordersten Indifferenzpunktlage richten. Durch die Unterscheidung von scheinbaren und wahren Indifferenz-

[1]) *Die gewählten Bezeichnungen entsprechen der Norm DIN L 100.*

punkten ist anscheinend eine gewisse Begriffsverwirrung eingetreten, deshalb sollen noch einige Bemerkungen zur Bestimmung des Indifferenzpunktes im Flugversuch gemacht werden. Der scheinbare Indifferenzpunkt eines Ausgangszustandes (gekennzeichnet durch einen bestimmten Motorbetriebszustand, eine bestimmte Schwerpunktlage, Höhenruder- und Höhenflossenstellung) wird — theoretisch — erreicht durch Rücklegung des Schwerpunktes bei konstanter Höhenflossen- und Ruderstellung. Ein Erfliegen ist praktisch nicht möglich, da das Flugzeug vorher seine Mindestgeschwindigkeit unterschreiten würde. Dagegen kann der wahre Indifferenzpunkt erflogen werden, indem bei der Rückverlegung des Schwerpunktes durch entsprechende Änderung der Höhenflossen- oder Ruderstellung dafür gesorgt wird, daß der Auftriebsbeiwert des Flugzeugs konstant bleibt. Wenn das Verfahren für mehrere Auftriebsbeiwerte durchgeführt wird, so ergibt sich meistens im Motorflug noch eine Abhängigkeit der Indifferenzpunktlage vom Auftriebsbeiwert selbst, und zwar liegt der Indifferenzpunkt im Steigflug gewöhnlich etwas vor dem Indifferenzpunkt des Reisefluges. Für die Begrenzung der Betriebsschwerpunktlagen ist natürlich der wahre Indifferenzpunkt maßgebend, jedoch hat der scheinbare Indifferenzpunkt insofern Bedeutung, als die Vorlage eines Betriebsschwerpunktes vor diesem Punkt ein direktes Maß der statischen Stabilität des betreffenden Betriebszustandes ist. Der Abstand der rückwärtigsten Schwerpunktlage vom vordersten Indifferenzpunkt des ganzen Flugbereiches beträgt im allgemeinen mit Rücksicht auf mögliche Verschiebungen, die innerhalb der Serie eines Flugzeugmusters vorkommen können, mindestens 1 % der Bezugstiefe. Größere Abstände sind vom Standpunkt der statischen Stabilität aus wohl vorteilhaft, doch spricht ein wesentlicher Grund dagegen. Mit wachsender statischer Stabilität des Flugzeugs muß auch die Auftriebserzeugung des Höhenleitwerks aus Gründen des Momentenausgleichs zunehmen. Vermehrter Auftrieb bedeutet aber auch erhöhten Widerstand, ist daher im Hinblick auf die erzielbare Flugleistung durchaus unerwünscht.

Daß eine möglichst geringe statische Stabilität auch noch in anderer Hinsicht günstig sein kann, zeigen Überlegungen über die Größen, die die Steuerbarkeit eines Flugzeugs bestimmen. Mit Steuerbarkeit bezeichnet man die Eigenschaft eines Flugzeugs, wie schnell es von einem Gleichgewichtszustand in einen anderen übergeführt werden kann. Der Begriff ist daher keineswegs scharf umrissen, sondern umfaßt eine Reihe von verschiedenartigsten Bestandteilen. Neben konstruktiven und strömungsmechanischen Faktoren spielen auch die dynamischen Vorgänge, wie z. B. der Zusammenhang zwischen Ruderbewegung und dadurch erzeugter Flugbahn eine wesentliche Rolle. Die Steuerbarkeit ist demnach letzten Endes ein dynamisches Problem, doch liegt es nahe — ähnlich wie dies bei der Stabilität geschehen ist —, eine Unterteilung der Steuerbarkeit in statische und dynamische Steuerbarkeit vorzunehmen, wobei dann der Begriff der statischen Steuerbarkeit neben der Ruderwirksamkeit auch die Frage der Steuerkräfte umfaßt. Die statische Längssteuerbarkeit steht in enger Beziehung zur statischen Längsstabilität des Flugzeugs. Die Ruderwirksamkeit, wie man die Größe $\frac{dc_a}{d\eta}$ — die statische Änderung des Gesamt-Auftriebsbeiwertes durch Ruderwinkeländerung — bezeichnen kann, wird durch zwei Faktoren bestimmt, nämlich einerseits durch die „statische Höhenruderwirkung“ $\frac{dc_M}{d\eta}$ und andererseits durch die statische Stabilität $\frac{dc_M}{dc_a}$. Es ist dabei $\frac{dc_a}{d\eta} = \frac{dc_M}{d\eta} \frac{1}{dc_M/dc_a}$. Folglich kann die Empfindlichkeit eines Flugzeugs auf Änderungen der Höhenruderstellung nicht allein durch Vergrößerung der statischen Höhenruderwirkung verbessert werden (die dann aber meistens mit einem unverhältnismäßig hohen Gewichtsaufwand erkauft werden muß, weil sie konstruktive Maßnahmen wie Vergrößerung des Leitwerksabstandes, der Leitwerksfläche usw. erfordert), sondern auch in fast noch wirksamerer Weise durch Verkleinerung der statischen Längsstabilität erhöht werden.

Mit einer Vergrößerung der Ruderwirksamkeit infolge Rückverlegung des Betriebsschwerpunktes geht Hand in Hand eine Verringerung der Höhensteuerkraft, denn statisch gesehen wird die für eine bestimmte Änderung des Flugzeuganstellwinkels aufzubringende Leitwerksmomentenänderung um so kleiner, je geringer die statische Stabilität des betreffenden Ausgangsflugzustandes ist. Da nun der Momentenbetrag der Leitwerkskraft direkt proportional ist, bedeutet eine Verkleinerung der statischen Längsstabilität immer eine meistens sehr willkommene Verkleinerung der Höhensteuerkraft.

Bis zu welchem Grade die statische Stabilität vom Gesichtspunkt der statischen Steuerbarkeit aus verringert werden darf und kann, hängt wohl außer von der Größe des betreffenden Flugzeugs auch von dessen Verwendungszweck ab. Hier spielt der dynamische Vorgang, der zur Flugbahnänderung führt, eine ausschlaggebende Rolle, denn es leuchtet ohne weiteres ein, daß ein schweres Transportflugzeug mit großem Trägheitsmoment um die Querachse bei sonst gleichen Verhältnissen der statischen Steuerbarkeit langsamer auf Steuermaßnahmen reagieren wird wie etwa ein Jagdflugzeug. Bei einer Festlegung von Mindestwerten für die Größe $\frac{dc_a}{d\eta}$ wäre diese Tatsache entsprechend zu berücksichtigen. Wichtiger als die untere Grenze der statischen Steuerbarkeit, die durch die Vorschrift, daß bei vorderster Schwerpunktlage noch eine Dreipunktlandung ausführbar sein muß, ebenfalls in einen direkten Zusammenhang mit der statischen Längsstabilität gebracht ist, dürfte wohl die obere Grenze sein, da ein Flugzeug im Grenzfall der statischen Stabilität (indifferentes Gleichgewicht) als „fliegerisch weich“ empfunden wird. Denn einmal rufen geringste Steuerausschläge bereits sehr große (theoretisch unendlich große) Anstellwinkeländerungen hervor und zum andern werden die Steuerkräfte außerordentlich klein. Ein solches Flugzeug ist unangenehm zu handhaben. Seine Steuerung erfordert vom Flugzeugführer ständige Aufmerksamkeit und stellt somit auf die Dauer für ihn eine außerordentliche Belastung dar.

Die Bedeutung der dynamischen Stabilität

Wie bereits einleitend bemerkt wurde, geht die Untersuchung über dynamische Stabilität im Gegensatz zur statischen Stabilität vom Zustand der Bewegung aus. Die Theorie betrachtet dabei jedoch nur kleine Störungen der Gleichgewichtslage und bezeichnet diese Lage als dynamisch stabil, wenn die Auslenkungen vom stationären Zustand im Laufe der Zeit sich verringern. Zur Darstellung der Art und Größe dieses Abklingens, das nach dem Exponentialgesetz e^{pt} erfolgt (wenn die Bewegung die Form einer Schwingung hat, nehmen die Amplituden nach diesem Gesetz ab), ist der Exponent p geeignet. Er ist bei einer gedämpft verlaufenden Bewegung negativ, bei Anfachung positiv und bedeutet physikalisch den Reziprokwert einer Dämpfungszeit T_D, die dadurch definiert ist, daß in ihr sich eine Anfangsstörung auf $\frac{1}{e}$, das sind 37 % ihres Betrages, vermindert bzw. vermehrt hat. In der Literatur wird meistens als Dämpfungszeit die Halbwertszeit angegeben; das ist diejenige Zeit, bis zu der die Anfangsauslenkung sich auf die Hälfte verringert hat. Sie ist mit der Dämpfungszeit durch den natürlichen Logarithmus von 2 verknüpft ($T_{D^{1/2}} = T_D \cdot \ln 2$). Bei freien Schwingungen eines Flugzeugs um die Querachse, worunter im folgenden nur die langsam verlaufenden Bahnschwingungen verstanden sein sollen, erscheint außer der Dämpfung noch die Schwingungszeit T als weiteres charakteristisches Merkmal des Bewegungsablaufes. Man kommt dabei zu einem neuen Maß für die Dämpfung. Es ist dies das logarithmische Dekrement $p \cdot T$ der Schwingung, gewonnen aus der Differenz der Logarithmen zweier aufein-



anderfolgender Amplituden. Wenn mit „n" die Zahl der Schwingungen bezeichnet wird, die bis zum Abklingen auf $\frac{1}{e}$ der Anfangsamplitude erfolgt sind, so ist das logarithmische Dekrement gleich dem negativen Reziprokwert dieser Schwingungszahl also $p \cdot T = -\frac{1}{n}$. Die Entscheidung, ob ein Flugzustand dynamisch stabil ist, ist immer ziemlich einfach. Wesentlich unangenehmer wird jedoch die Beantwortung der Frage, ob die vorhandene Stabilität ausreichend ist, da hinsichtlich der Festlegung wünschenswerter Stabilitätsmerkmale bisher noch eine große Unsicherheit besteht. Diese beginnt bereits mit der Frage, welche Art von Dämpfungsmaß (ob Dämpfungszeit oder logarithmisches Dekrement) vorgegeben werden soll. Voll befriedigend ist wohl keines von beiden, denn bei Festlegung einer Dämpfungszeit werden schnelle Flugzeuge gegenüber langsamen benachteiligt, da sie eine wesentlich höhere Dämpfung aufweisen müssen, um die gleiche vorgeschriebene Dämpfungszeit zu erreichen und bei Vorgabe des logarithmischen Dekrements kann es vorkommen, daß Flugzeuge mit großer Flächenbelastung sehr viel Zeit bis zum Erreichen der gewünschten Verringerung der Schwingungsamplituden gebrauchen. Dies dürfte jedoch nicht so sehr ins Gewicht fallen und ist außerdem gleichsam ein Naturgesetz, so daß das logarithmische Dekrement $p \cdot T$ — oder was dasselbe ist — das Verhältnis T/T_D als Dämpfungsmaß der Dämpfungszeit vorzuziehen ist. Es besitzt außerdem alle Vorzüge einer dimensionslosen Zahl.

Die dimensionslose Form der Darstellung ist immer dann zweckmäßig, wenn man sich von äußeren Abmessungen freimachen will, um allgemeinere Aussagen zu ermöglichen. In der Flugdynamik werden die Bewegungsgleichungen meistens durch Einführung des Zeitfaktors $c_g \cdot \frac{v}{g}$ $\left(c_g = \frac{G}{F q}\right)$ dimensionslos gemacht. Bei der Längsbewegung treten zwei dimensionslose Parameter besonders hervor, für die sich die Bezeichnungen ν und μ eingebürgert haben, und zwar kann

$$\nu = \frac{\partial c_{nH}}{\partial a_H} \cdot \frac{F_H}{F} \cdot \left(\frac{r_H}{i_y}\right)^2$$

die Dämpfungszahl und

$$\mu = \frac{\partial c_M}{\partial c_a} \cdot \frac{2 \cdot G/g}{\varrho \cdot F \cdot r_H} \cdot \frac{l}{r_H} \cdot \left(\frac{r_H}{i_y}\right)^2$$

die Stabilitätszahl genannt werden. Der Faktor $\frac{r_H}{i_y}$, der als Quadrat in beiden Größen auftritt, wird bestimmt durch die Anordnung der Massen des Flugzeugs relativ zur Querachse. Ein großes Verhältnis $\frac{r_H}{i_y}$ bedeutet Massenkonzentration um den Schwerpunkt, während bei kleinen Werten dieser Zahl die Massen des Flugzeugs weit auseinander liegen. In dem dimensionslosen Faktor $\frac{2 \cdot G/g}{\varrho \cdot F \cdot r_H}$, der physikalisch das Verhältnis der Flugzeugmasse zur Masse der über der Tragfläche F ruhenden Luftsäule von der Höhe r_H ausdrückt und daher vielfach mit dem Ausdruck „Massenzahl" bezeichnet wird, findet man die aus der Ähnlichkeitsmechanik her bekannte Froudesche Zahl $\frac{v^2}{g \cdot r_H}$ wieder, denn die Massenzahl ist in anderer Umformung gleich der mit dem Beiwert der Luftkraftresultierenden c_g multiplizierten Froudeschen Zahl. Die besondere Bedeutung der Massenzahl liegt darin, daß sich Flugzeuge von gleicher Form und gleicher Leistung nur dann auch in ihrem dynamischen Verhalten gleichen, wenn sie die gleiche Massenzahl besitzen.

Zur Berechnung der dynamischen Kennwerte der Bahnschwingung können folgende Überschlagsformeln, die aus der näherungsweisen Lösung der Bewegungsgleichungen des Flugzeugs[2]) gewonnen wurden, dienen. Es ist bei ihrer Aufstellung zunächst angenommen worden, daß das Höhenruder mit der Höhenflosse fest verbunden ist. Dann ist der Exponent p der Schwingung für den Fall des Gleitfluges

$$p = -\frac{g}{v_E} \cdot c_a^{1/2} \frac{\left[\frac{c_a}{d c_a/d a} + \varepsilon - \frac{2F}{\pi b^2} \cdot c_a\right](\nu/\mu)^2}{1 + 2 \cdot \nu/\mu + (\nu/\mu)^2}$$
$$+ \frac{\left[2{,}5 \cdot \varepsilon - \frac{2F}{\pi \cdot b^2} \cdot c_a\right] \cdot \nu/\mu - \frac{1}{\mu} \cdot c_a + 1{,}5 \cdot \varepsilon}{1 + 2 \cdot \nu/\mu + (\nu/\mu)^2} \quad ^{3)}$$

(ε ist die Gleitzahl $= \frac{c_w}{c_a}$; v_E die Einheitsgeschwindigkeit $= \sqrt{\frac{2}{\varrho} \frac{G}{F}}$).

Bei größeren Werten der statischen Stabilität (Indifferenzpunkt 10 % der Bezugstiefe und mehr hinter der Betriebsschwerpunktlage), wie sie gerade im Gleitflug häufig vorkommen, kann die Formel durch Vernachlässigung der den Faktor $(\nu/\mu)^2$ enthaltenden Ausdrücke noch weiter vereinfacht werden.

Für den Motorflug mit festem Ruder bleibt die Beziehung für die Dämpfung der Schwingungen nur für den Fall des Horizontalfluges (Reiseflug) noch verhältnismäßig übersichtlich. Aus der Erweiterung des Ansatzes der Bewegungsgleichungen auf den Motorflug, den *K. Cramer* in einer demnächst zur Veröffentlichung kommenden Arbeit durchgeführt hat, ergibt sich

$$p = -\frac{g}{v_E} \cdot c_a^{3/2} \frac{\left[\frac{1}{\partial c_a/\partial a} + \frac{1}{2} \cdot \frac{225 \cdot \eta_s}{v_E \cdot G/N} \cdot c_a^{-1/2} - \frac{2F}{\pi \cdot b^2}\right](\nu/\mu)^2}{1 + 2 \cdot \nu/\mu + (\nu/\mu)^2}$$
$$+ \frac{\left[\frac{1}{\partial c_a/\partial a}(1 - \varkappa) + \frac{225 \cdot \eta_s}{v_E \cdot G/N} \cdot c_a^{-1/2} - \frac{2F}{\pi \cdot b^2}(2 - \varkappa)\right]\nu/\mu}{1 + 2 \cdot \nu/\mu + (\nu/\mu)^2}$$
$$\frac{-\varkappa \cdot \frac{1}{\mu} + \frac{1}{2} \cdot \frac{225 \cdot \eta_s}{v_E \cdot G/N} \cdot c_a^{-1/2} - \frac{2F}{\pi \cdot b^2}}{1 + 2 \cdot \nu/\mu + (\nu/\mu)^2}.$$

Hierin ist G/N die Leistungsbelastung des Flugzeugs und η_s der Luftschraubenwirkungsgrad. Mit $\varkappa$ wird das Verhältnis des totalen zu dem für konstanten Fortschrittsgrad zu bildenden partiellen Differentialquotienten der statischen Längsstabilität bezeichnet $\left(\varkappa = \frac{d c_M/d c_a}{\partial c_M/\partial c_a}\right)$. Beide Differentiale, die durch die Beziehung $\frac{d c_M}{d c_a} = \frac{\partial c_M}{\partial c_a} + \frac{\partial c_M}{\partial \lambda} \frac{d \lambda}{d c_a}$ miteinander verknüpft sind, können mit einigem Aufwand berechnet werden. Bei Messung der statischen Stabilität im Flugversuch mit konstanter Gasdrosselstellung ist die Größe $d c_M/d c_a$ einfach der Abstand der Betriebsschwerpunktlage vom scheinbaren Indifferenzpunkt. Der Zahlenwert von $\varkappa$ wird sich im Reiseflug, für den ja obige Formel für p allein Gültigkeit hat, nicht wesentlich von eins unterscheiden. Wenn man sich daher die Mühe einer Berechnung sparen will, setzt man überschläglich $\varkappa = 0{,}8$ ein. Wegen der im Motorflug oftmals ziemlich geringen Werte der statischen Stabilität ist eine Vernachlässigung der Quadrate von ν/μ nicht von vornherein gegeben. Ist jedoch große statische Längsstabilität im Reiseflug vorhanden $\left(\frac{1}{\mu} < 0{,}05\right)$, so erscheint der Schwingungsverlauf in erster Näherung als unabhängig von der Stabilitäts- und Dämpfungszahl, denn man erhält die einfache Überschlagformel

$$p = -\left[\frac{1100 \cdot \eta_s}{v_E^2 \cdot G/N} \cdot c_a - \frac{6{,}25}{v_E} \cdot \frac{F}{b^2} \cdot c_a^{3/2}\right].$$

Man kann in der Vereinfachung noch einen Schritt weitergehen und für die heute üblichen kleinen Leistungsbelastungen den zweiten Summanden gegenüber dem ersten vernachlässigen, errechnet dann allerdings um 10 bis 15 % zu hohe Werte der Dämpfung. Die Beziehung gilt — wie noch-

[2]) *Vgl. Fuchs-Hopf-Seewald, Aerodynamik Bd I, S 215 f., oder auch Durand, Aerodynamic Theory Bd V, S 168 f.*

[3]) *Das negative Vorzeichen wurde vorangestellt, weil ein negativer Exponent Dämpfung der Bewegung bedeutet.*

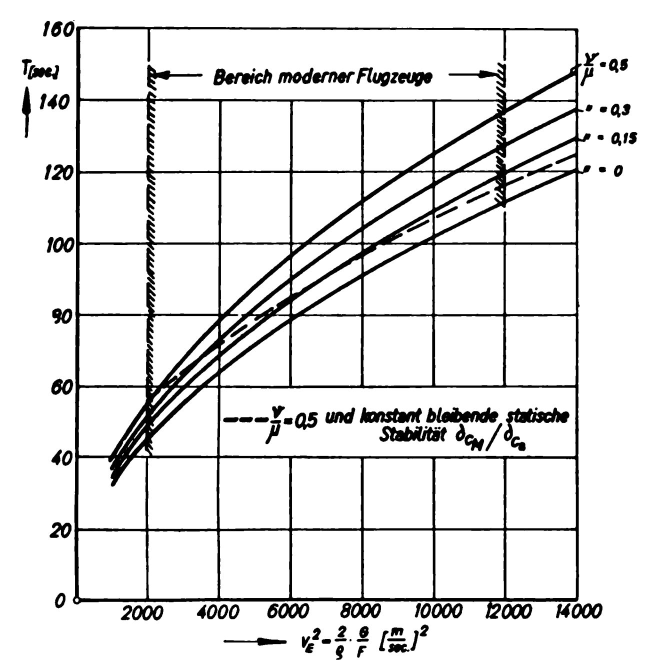


Abb. 1. Der Einfluß einer Erhöhung der Einheitsgeschwindigkeit auf die Schwingungszeiten von Längschwingungen im Reiseflug

mals betont werden soll — nur für den Fall des Horizontalfluges und verhältnismäßig große Werte an statischer Stabilität. Sie hat sich jedoch in diesen Fällen für eine Abschätzung als durchaus brauchbar erwiesen. Beispielsweise wurde bei dem Flugzeugmuster Klemm Kl 36 A im Vollgas-Horizontalflug der Exponent $p = -0{,}0465$ gemessen, während die Rechnung mit den Daten $c_a = 0{,}25$; $v_E = 30$ m/s; $G/N = 5$ kg/PS; $\frac{b^2}{F} = 5{,}93$ und $\eta_s = 0{,}8$ nach obiger Formel den Wert $p = -0{,}0455$ ergab. Die Aufstellung einer einigermaßen übersichtlichen, dabei aber noch genügend zuverlässigen Näherungsformel für die übrigen Flugzustände des Motorflugs wie insbesondere für den Vollgas-Steigflug wird leider durch die große Zahl von Rechengrößen, die zudem einer Überschlagsrechnung kaum zugänglich sind, unmöglich gemacht. Zur Berechnung der Schwingungszeit T kann jedoch eine Beziehung aufgestellt werden, die für alle Flugzustände mit festem Ruder gilt, sofern die entsprechenden Werte eingesetzt werden[2]). Es ist

$$T = 0{,}455 \cdot v \cdot \sqrt{\frac{1 + \nu/\mu}{\varkappa}}.$$

Die Schwingungszeit eines Flugzeuges ist bei freien Schwingungen um die Querachse danach näherungsweise linear von der Fluggeschwindigkeit abhängig. Sie erreicht für $\varkappa = \frac{d\,c_M/d\,c_a}{\partial\, c_M/\partial\, c_a} = 1$ und unendlich große statische Stabilität (oder auch verschwindende Dämpfungszahl) ihren kleinstmöglichen Wert. Die angegebenen Überschlagsformeln können auf diese Weise dazu dienen, rasch einen Überblick über den Einfluß der den Bewegungsablauf im einzelnen bestimmenden Größen zu gewinnen. Von besonderem allgemeinen Interesse — dem Praktiker, der sich mit den Problemen der dynamischen Stabilität auseinandersetzen muß, sind die nachfolgenden Feststellungen natürlich seit längerem bekannt — dürfte es sein, an Hand der vorstehend aufgeführten Näherungsformeln für Dämpfung und Schwingungszeit zu verfolgen, wie sich die derzeitige Entwicklung des Flugzeugbaues auf die dynamische Längsstabilität auswirken wird. Die Entwicklung ist gekennzeichnet durch ein Ansteigen der Flächenbelastungen und Flughöhen, d. h. durch Vergrößerung der Einheitsgeschwindigkeit $v_E = \sqrt{\frac{2}{\varrho} \cdot \frac{G}{F}}$. Dies wirkt sich zunächst in einem beträchtlichen Anwachsen der Schwingungszeiten aus, wie die Abb. 1 zeigt. In dem Schaubild ist der Bereich, den unsere heutigen Flugzeugmuster bereits umfassen, durch Schraffur abgegrenzt, wobei die angegebene untere Grenze der Einheitsgeschwindigkeit ungefähr einer Flächenbelastung von 120 kg/m² beim Flug in Bodennähe entspricht, während die obere Grenze einem Flug in 8,5 km Höhe mit einer Flächenbelastung von rund 300 kg/m² gleichkommt. In diesem Bereich hat sich die Schwingungszeit bereits mehr als verdoppelt und erreicht Beträge von 2 Minuten. Demgegenüber erscheint der Einfluß der statischen Stabilität verhältnismäßig gering, solange sich die Größe ν/μ in den angegebenen Grenzen hält, d. h. solange die Betriebsschwerpunktlage weit genug vor dem Indifferenzpunkt liegt. Der Einfluß der statischen Stabilität ist in Wirklichkeit noch geringer, weil man berücksichtigen muß, daß sich der Wert von ν/μ wegen der Änderung der Massenzahl $\frac{2 \cdot G/g}{\varrho \cdot F \cdot r_H}$ mit der Einheitsgeschwindigkeit gleichfalls ändert, falls die statische Stabilität $\frac{\partial c_M}{\partial c_a}$ konstant bleibt. Man erhält in diesem Fall beispielsweise für den Ausgangswert $\nu/\mu = 0{,}5$ den gestrichelt eingezeichneten Verlauf für die Schwingungszeit.

Die Abb. 2 enthält einige Betrachtungen über die Beeinflussung der Dämpfung der Schwingungen im Horizontalflug infolge Änderung der Flächenbelastung und Flughöhe. Wird große statische Stabilität angenommen und der Einfluß der Flügelstreckung vernachlässigt (vgl. die Näherungsformel für p im Horizontalflug), dann steigt die Dämpfungszeit T_D (der Reziprokwert des Exponenten p) mit dem Quadrat der Einheitsgeschwindigkeit linear an. Die Neigung dieser Geraden ändert sich sehr stark mit der Leistungsbelastung G/N und dem Luftschraubenwirkungsgrad η_s. Dabei hat offenbar eine Verringerung der Leistungsbelastung einen günstigen Einfluß auf das dynamische Verhalten des Flugzeugs, während es durch Abnahme des Luftschraubenwirkungsgrades (Flug in großen Höhen) verschlechtert wird. Der Bereich moderner Flugzeuge ist in dem Diagramm wiederum schraffiert gekennzeichnet. Da, wie bereits vorher festgestellt, das

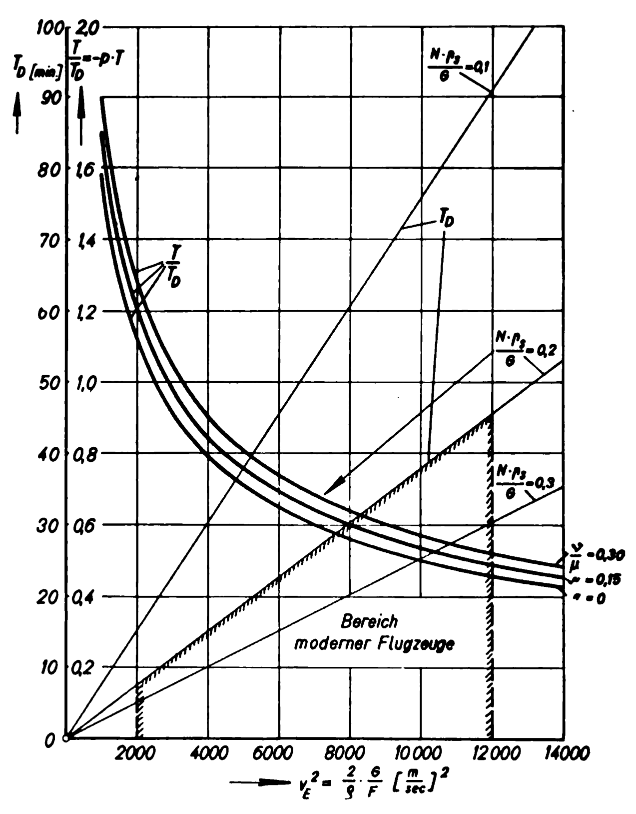


Abb. 2. Der Einfluß einer Erhöhung der Einheitsgeschwindigkeit auf die Dämpfung von Längsschwingungen im Reiseflug

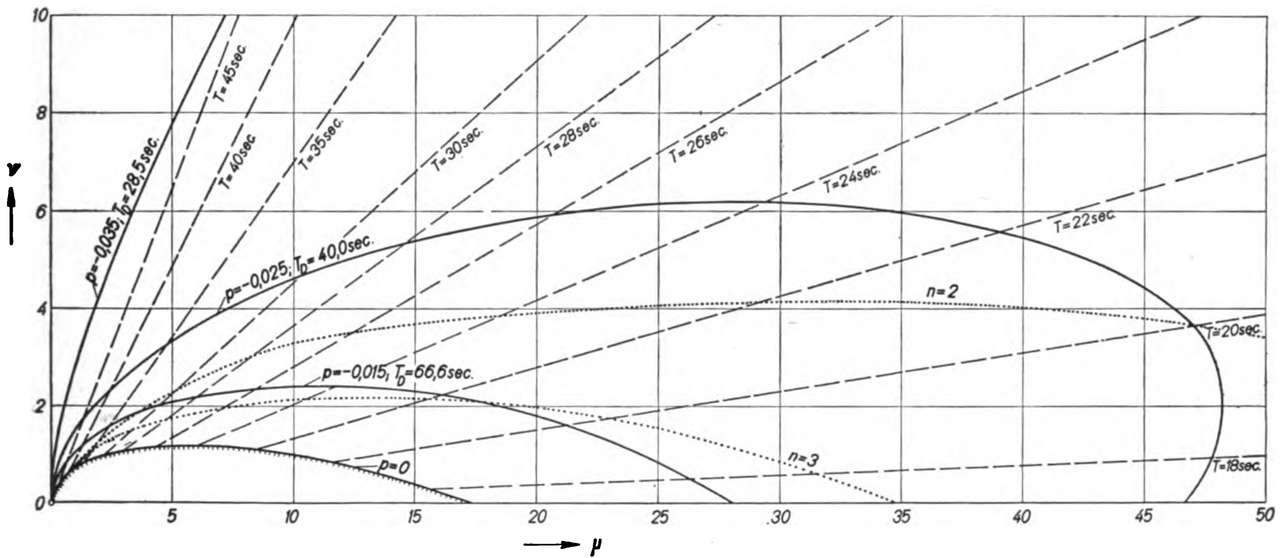


Abb. 3. Stabilitätsdiagramm für Gleitflug ($c_a = 0.6$)

logarithmische Dekrement als Dämpfungsmaß besser geeignet ist als die Dämpfungszeit, wurde es gleichfalls in Abb. 2 als Funktion des Quadrates der Einheitsgeschwindigkeit für eine bestimmte Leistungsbelastung und konstanten Luftschraubenwirkungsgrad dargestellt. Durch Variation des Kennwertes ν/μ in den für die Aufstellung der Näherungsformeln maßgebenden Grenzen ergibt sich ein Überblick über den Einfluß der statischen Stabilität.

Beide dargestellten Dämpfungskriterien veranschaulichen die beträchtliche Einbuße an dynamischer Längsstabilität, die bei der kommenden Entwicklung des Flugzeugbaues zu erwarten ist. Das logarithmische Dekrement hat in dem angegebenen Bereich um fast 75 % abgenommen; dabei kann die Dämpfungszeit bald nicht mehr in Minuten, sondern schon in Stunden gezählt werden.

Diese Verhältnisse erfahren grundsätzlich auch keine Änderung, wenn das Höhenruder nicht mehr fest ist, sondern der Steuerknüppel losgelassen wird. Natürlich ist die Frage des losen Ruders praktisch von erheblich größerem Interesse als die des festen Ruders. Die bei losem Ruder auftretende statische und dynamische Massenwirkung der Steuerungsglieder kompliziert jedoch die Verhältnisse derart, daß brauchbare und vor allen Dingen übersichtliche Näherungsformeln für Dämpfung und Schwingungszeit nicht mehr angegeben werden können.

Die Wechselwirkung zwischen statischer und dynamischer Stabilität

Will man den Einfluß der statischen Stabilität auf das dynamische Verhalten eines Flugzeugs im ganzen Bereich der möglichen Werte kennenlernen — eine Frage, die besonders beim Entwurf eines Flugzeugs von Interesse ist —, so empfiehlt sich die Berechnung eines Stabilitätsdiagramms, in dem die Zuordnung von Dämpfungs- und Stabilitätszahlen für einige konstante Dämpfungswerte bzw. konstante logarithmische Dekremente angegeben wird. Ein solches Schaubild vermittelt einen anschaulichen Überblick über den Einfluß einer Änderung der statischen Stabilität auf Dämpfung und Frequenz der Schwingungen. Außerdem besitzt es, falls zu seiner Aufstellung eine von *Trefftz*[4]) angegebene Methode benutzt wird, nicht die Nachteile einer Näherungsrechnung, sondern hat in jedem Punkte unbeschränkte Gültigkeit. In den Abb. 3 und 4 sind als Beispiel die Stabilitätsschaubilder eines bestimmten Flugzeugs berechnet für die Flugzustände des Gleitfluges und Reisefluges einander gegenübergestellt. Aus Gründen der Anschaulichkeit wurde dabei auf die dimensionslose Darstellungsweise verzichtet, d. h. die eingezeichneten Kurven entsprechen einer ganz bestimmten, für das als Beispiel herangezogene Flugzeugmuster charakte-

[4]) *Jahrbuch der WGL 1914/15, Lfg 2.*

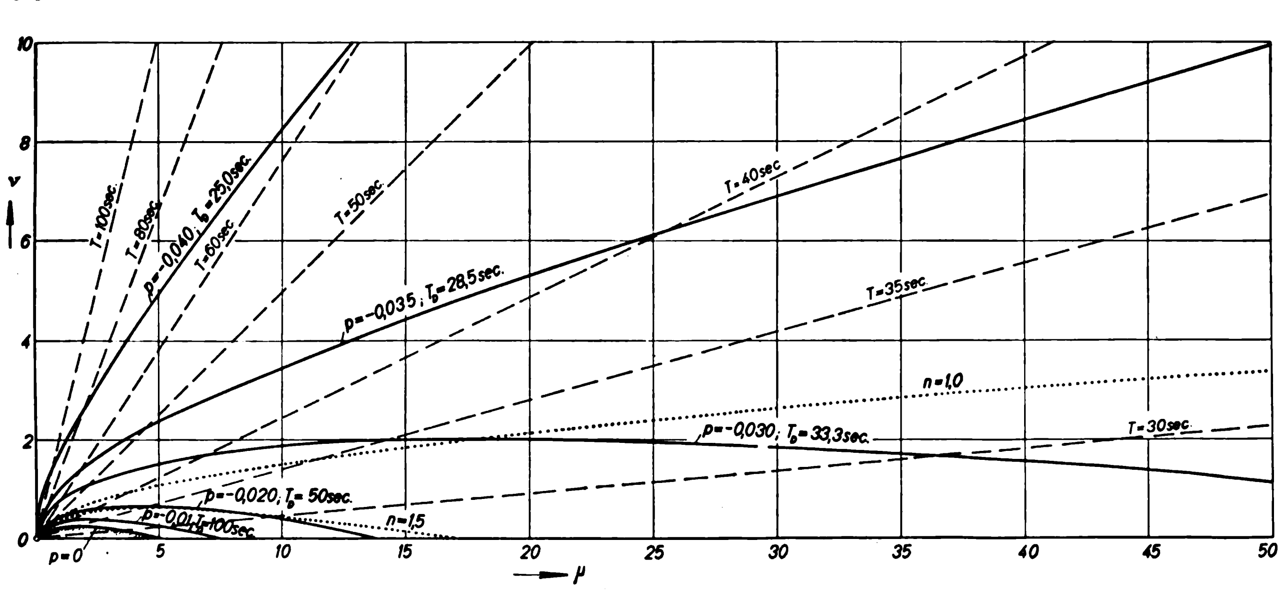


Abb. 4. Stabilitätsdiagramm für Reiseflug ($c_a = 0.25$)

ristischen Gleitflug- bzw. Reisefluggeschwindigkeit. Die Stabilitätszahl μ ist nicht wie früher auf $\frac{\partial c_M}{\partial c_a}$, sondern auf $\frac{\partial c_M}{\partial \alpha}$ bezogen worden. Es sind dargestellt Kurven für konstanten Exponenten p bzw. dessen Reziprokwert $-\frac{1}{p} = T_D$ (voll ausgezogen) und Linien gleichen logarithmischen Dekrements (punktiert), ausgedrückt durch die Zahl n der Schwingungen, die bis zum Abklingen auf $1/e$ des Anfangsbetrages erfolgen $\left(-p \cdot T = \frac{1}{n}\right)$. Die Punkte gleicher Schwingungszeit sind durch gestrichelte Linien miteinander verbunden.

Bei flüchtiger Betrachtung erscheint ein grundlegender Unterschied zwischen den beiden Diagrammen nicht zu bestehen. Es fällt lediglich auf, daß im Reiseflug das Gebiet der instabilen Schwingungen (durch Schraffur abgegrenzt) außerordentlich klein ist, so daß die Möglichkeit anwachsender Schwingungen praktisch ausgeschaltet ist. Aber auch im Gleitflug ist diese Gefahr kaum vorhanden, da die Dämpfungszahlen mit festem Höhenruder meistens im Bereich $\nu = 5 \div 8$ liegen. Bei den kleineren Werten des Exponenten p besitzen die Kurven Umkehrpunkte, nach denen sie sich wieder der μ-Achse zuwenden und sie bei größeren Werten der Stabilitätszahl nochmals schneiden. Diese Schnittpunkte rücken um so weiter nach rechts, je größer der Exponent wird, und fallen schließlich ins Unendliche. Dadurch, daß die Umkehrpunkte im Gleitflug noch bei praktisch vorkommenden Dämpfungszahlen liegen, die Linien gleicher Dämpfung also im Ganzen völliger sind als im Reiseflug, ergibt sich bei näherer Untersuchung ein ganz verschiedenes Verhalten des Flugzeugs bei Gleitflug und Reiseflug in bezug auf Änderungen der statischen Längsstabilität.

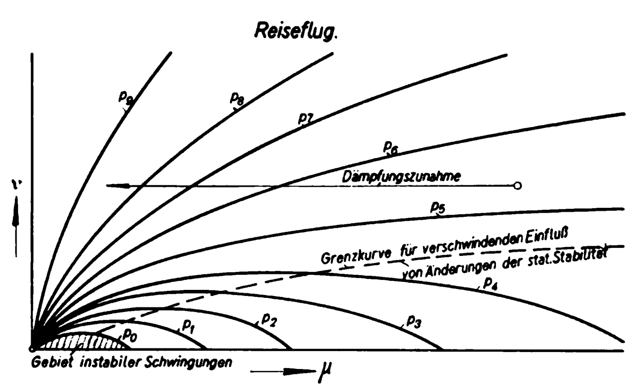


Abb. 5. Zusammenhang zwischen Dämpfungs- und Stabilitätszahl im Reiseflug

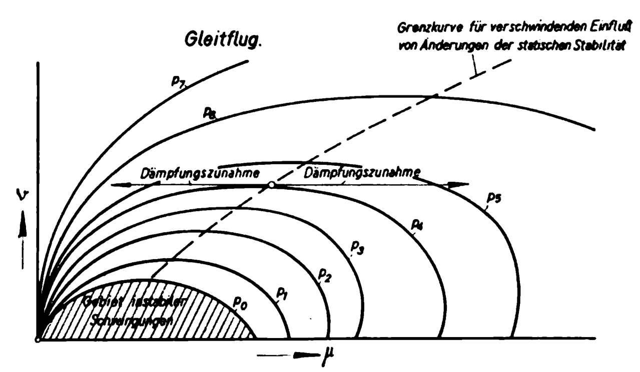


Abb. 6. Zusammenhang zwischen Dämpfungs- und Stabilitätszahl im Gleitflug

Abb. 7. Verschiebung der Grenzkurven verschwindenden Stabilitätseinflusses durch Änderung des Auftriebsbeiwertes im Gleitflug

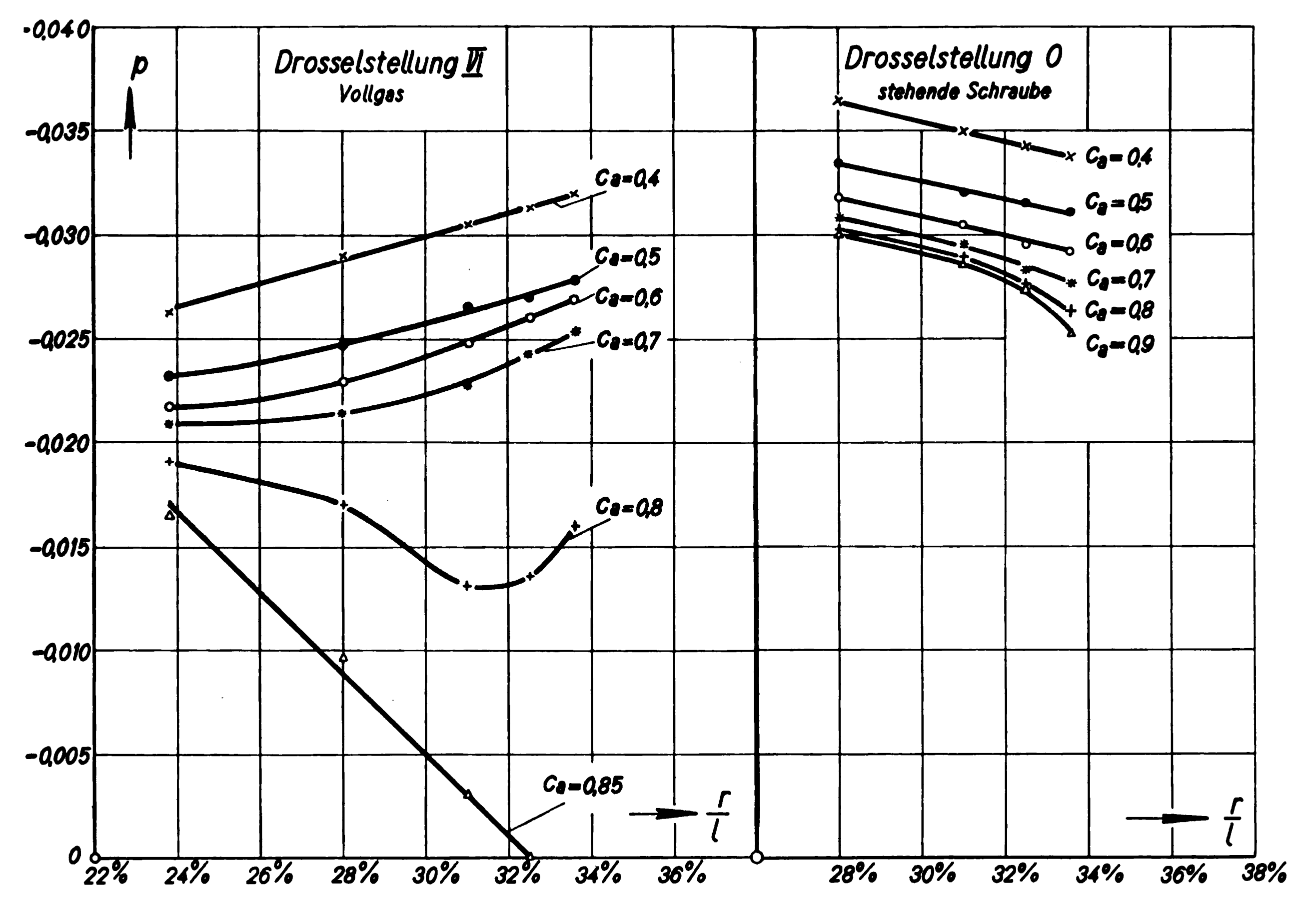


Abb. 8. Änderung der Dämpfung von Längsschwingungen mit der Schwerpunktrücklage im Motorflug und Gleitflug nach Flugmessungen

Ausgehend von einer konstanten Dämpfungszahl ν ist im Reiseflug die Dämpfung der Schwingungen um die Querachse von der Stabilitätszahl μ eindeutig in der Weise abhängig, daß eine Erhöhung der statischen Stabilität (beispielsweise durch Schwerpunktvorverlegung) eine Verringerung der Dämpfung zur Folge hat (vgl. Abb. 5), wobei der Effekt um so größer wird, je geringer die Ausgangsstabilität war. Bei sehr großen Werten von μ verlaufen die Linien konstanter Dämpfung sehr flach. Das Flugzeug wird dann praktisch dynamisch unempfindlich gegenüber Schwerpunktverschiebungen. Es bestätigt sich somit auch hier wieder die bereits vorher auf Grund der Näherungsformeln gemachte Feststellung.

Im Gleitflug ist das Vorzeichen der durch Stabilitätsänderung hervorgerufenen Dämpfungsänderung nicht von vornherein gegeben, sondern es hängt von der Größe der Ausgangsstabilität ab. In den Gebieten geringer Stabilitätszahlen findet man den gleichen Einfluß der statischen Stabilität auf die Dämpfung wie im Reiseflug (vgl. Abb. 6), d. h. die Dämpfung nimmt ab mit einer Verlagerung des Schwerpunktes nach vorn. Bei wachsender statischer Stabilität kommt dann ein Gebiet, in dem die Dämpfung der Schwingungen praktisch nicht mehr durch Änderungen der statischen Stabilität beeinflußt wird, und darüber hinaus tritt mit weiterer Erhöhung der statischen Stabilität eine Verbesserung der dynamischen Stabilität ein. Man kann die Umkehrpunkte, in denen der Übergang von der einen Änderungstendenz zur anderen stattfindet, als Funktion der Dämpfungs- und Stabilitätszahl darstellen und erhält auf diese Weite eine Grenzkurve, die beide Gebiete voneinander trennt. In der Abb. 7 sind für den Fall des Gleitfluges die Grenzkurven zusammen mit den Instabilitätsbereichen bei verschiedenen Auftriebsbeiwerten angegeben. Die Stabilitätszahlen liegen im Gleitflug im allgemeinen so hoch, daß man sich rechts von den Grenzkurven befindet. Eine Verbesserung der statischen Stabilität des Flugzeugs wird demnach im Gleitflug immer mit einer Verbesserung seines dynamischen Verhaltens verknüpft sein, während im Reiseflug das Gegenteil der Fall ist. Diese Feststellungen der Theorie wurden durch Flugmessungen wiederholt bestätigt. Die Abb. 8 gibt für das Flugzeugmuster Kl 36 A gewonnene interpolierte Ergebnisse wieder, die im übrigen zeigen, daß auch im Steigflug noch bei Rückverlegung des Schwerpunktes mit einer Verbesserung der Dämpfung zu rechnen ist.

Zusammenfassung

Fast alle Überlegungen über die zweckmäßige Größe der statischen Stabilität führen zu dem Schluß, daß eine geringe Stabilität günstig ist. Daher sollte diese nicht unbedingt größer gemacht werden als es noch mit der Betriebssicherheit des Flugzeugs im normalen Flugbereich zu vereinbaren ist[5]). Im Hinblick auf die kommende Entwicklung des Flugzeugbaues tritt bei der dynamischen Längsstabilität der Einfluß der statischen Längsstabilität mehr und mehr in den Hintergrund. Man ist nicht in der Lage, die allgemein zu erwartende Verschlechterung des dynamischen Verhaltens der Flugzeuge durch eine im Rahmen des Möglichen liegende Schwerpunktverlagerung wie überhaupt noch durch normale Maßnahmen zu kompensieren. Als praktische Folge dieser Tatsache dürfte der Begriff der dynamischen Stabilität in Zukunft erheblich an Bedeutung verlieren. Denn ist es noch sinnvoll, bei Schwingungsdauern von mehr als 2 Minuten und Dämpfungszeiten von über 3/4 Stunden freie Schwingungen um die Querachse zu untersuchen? Zumindestens wären — und dies gilt auch für den gegenwärtigen Entwicklungsstand — einmal möglichst klare Feststellungen zu treffen, welche Gesichtspunkte überhaupt zur Beurteilung eines Flugzeugs als dynamisch gut oder schlecht längsstabil führen.

[5]) *Allerdings muß dabei eine Erhöhung der Böenempfindlichkeit des Flugzeugs in Kauf genommen werden.*

Mercedes-Benz-Flugmotor DB 601

Alle heute bestehenden Fluggeschwindigkeits-Höchstleistungen werden mit weitem Vorsprung von Flugzeugen mit flüssigkeitsgekühlten Motoren gehalten. Dies kommt in erster Linie von der überlegenen Stirnflächenleistung und besseren Formanpassung, die der flüssigkeitsgekühlte Motor gegenüber dem luftgekühlten Motor insbesondere beim einmotorigen Einbau besitzt. Große Fortschritte wurden inzwischen an luftgekühlten Triebwerken durch Verbesserung der Zylinderverrippung, Kühlluftführung usw. gemacht, ohne daß es bisher gelungen ist, den Vorsprung aufzuholen.

Die Daimler-Benz A. G. hat im Bau flüssigkeitsgekühlter Flugmotoren besonders reiche Erfahrungen, die bis in die Zeit der ersten Anfänge der Luftfahrt zurückreichen. Ihre neueren Entwicklungsarbeiten traten zum erstenmal bei der Schaffung des bekannten flüssigkeitsgekühlten Vergaser-Flugmotors DB 600, eines 12-Zylinder-Doppelreihen-V-Motors mit hängenden Zylindern, in Erscheinung[1]). Dieser Motor von 1050 PS Abflugleistung war schon bewußt für militärische Zwecke entwickelt worden. In planmäßiger Weiterentwicklung wurde dann aus diesem bewährten Ausgangsmuster der etwas stärkere

Einspritzzünder-Flugmotor DB 601

geschaffen. Es ist der Motor, mit dem die Messerschmitt- und Heinkel-Flugzeuge ihre Weltbestleistungen erzielten und mit dem die Mehrzahl unserer Jäger und Zerstörer ausgerüstet ist.

Die Ausbildung der meisten Bauteile — wie Kurbelgehäuse, Zylinderblock, Untersetzungsgetriebe, Kurbelwelle usw. — stimmt bei DB 601 und DB 600 überein. Aber in drei für Leistungsfähigkeit, Betriebssicherheit und günstigsten Kraftstoffverbrauch wesentlichen Punkten zeigt der DB 601 einschneidende Änderungen bzw. Neuerungen gegenüber dem DB 600, nämlich

in der Anwendung unmittelbarer Kraftstoffeinspritzung an Stelle der Gemischaufbereitung im Vergaser,

in der Ausbildung des Laderantriebs mit stufenloser Drehzahlregelung

und in der Anwendung von Rückstoßdüsen zur Ausnutzung der Abgasenergie.

Unmittelbare Kraftstoffeinspritzung

Der DB 601 besitzt an Stelle eines Vergasers eine Anlage zum Einspritzen des Kraftstoffs unmittelbar in den Arbeitszylinder. Hiermit ergeben sich für den Betrieb folgende Vorzüge: Größere Gleichförmigkeit, Literleistung und Wirtschaftlichkeit durch gleichmäßigere Verteilung und bessere Durchspülung, ferner verringerte Feuergefahr und unbedingte Lagenunempfindlichkeit und Vereisungsfreiheit.

Stufenlos regelbarer Laderantrieb

Die meisten Flugmotoren besitzen Lader mit festem, für die Volldruckhöhe ausgelegtem Übersetzungsgetriebe. Im Betrieb muß dann der Ladedruck durch Drosselung geregelt werden. Durch die damit verbundene Vernichtung der überschüssigen Lader-Antriebsleistung und die Temperaturerhöhung der Ladeluft ist dies ein sehr verlustreiches Verfahren, das stark verringerte Abflug- und Steigleistung zur Folge hat. — Eine gewisse Verbesserung bringt die Anwendung des Zweiganghaders. Jedoch ergibt sich auch hier verringerte Abflugleistung und, neu hinzutretend, ein sprunghafter Abfall der Steigleistung beim Einschalten der zweiten Drehzahlstufe in der Umschalthöhe.

Ideal wäre dagegen eine der jeweiligen Flughöhe immer genau angepaßte Laderdrehzahl. Diese Lösung ist bei der Gestaltung des Laderantriebs des DB 601 durch Anwendung einer hydraulischen Kupplung mit barometrisch gesteuerter Zuteilpumpe gelungen. Durch diese Einrichtung wird die Laderdrehzahl selbsttätig auf den zur Erzielung der Leistung in der jeweiligen Flughöhe gerade nötigen Wert geregelt, so daß der Motor stets mit geringstmöglicher Laderantriebsleistung und niedrigster Ladelufttemperatur arbeitet. Dies ist der Hauptgrund dafür, daß der DB 601 neben einer hohen Abflugleistung auch eine außerordentlich gute Steig- und Kampfleistung bis über die Volldruckhöhe hinaus besitzt.

Rückstoßdüsen

In den Auspuffgasen sind große Energiemengen enthalten, die besonders bei hohen Fluggeschwindigkeiten durch entsprechend ausgebildete Rückstoßdüsen weitgehend zur Steigerung der Vortriebsleistung ausgenutzt werden können. Der DB 601 besitzt für den Abgasaustritt jedes Zylinders je eine solche Rückstoßdüse.

Beschreibung des äußeren Motoraufbaues

Motorstirnfläche

Der DB 601, der also als Viertakt-Zündermotor mit unmittelbarer Kraftstoffeinspritzung arbeitet, besitzt die in Deutschland für flüssigkeitsgekühlte Hochleistungsmotoren ausschließlich eingeführte Bauart mit hängenden Zylindern. Die Stirnansicht des Motors (Abb. 1) zeigt, daß sich hierbei ein Profil mit schmalem Oberteil ergibt, das sich ausgezeichnet dem beste Sicht gewährenden eiförmigen Rumpfquerschnitt anpaßt. — Zugleich hat die hängende Bauart auch noch die Vorteile guter Zugänglichkeit bei der Wartung und tiefliegender Abgasführung.

Der strömungstechnisch günstige Einbau wird weiter noch erleichtert durch die geringe Größe des Motorstirnquer-

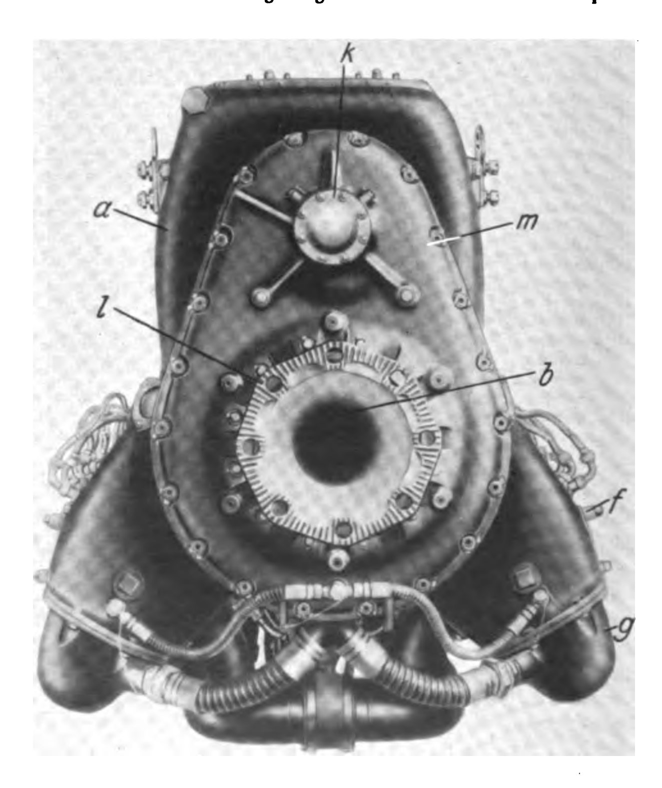


Abb. 1. DB 601, Ansicht von der Kraftabgabeseite

[1]) *Vgl. Luftfahrtlehrbücherei: H. Katz, Der Flugmotor, Teil I: Bauteile und Baumuster, bzw. K. Krieger, Die deutschen Flugmotoren, Bd 21, DB 600 (601).*

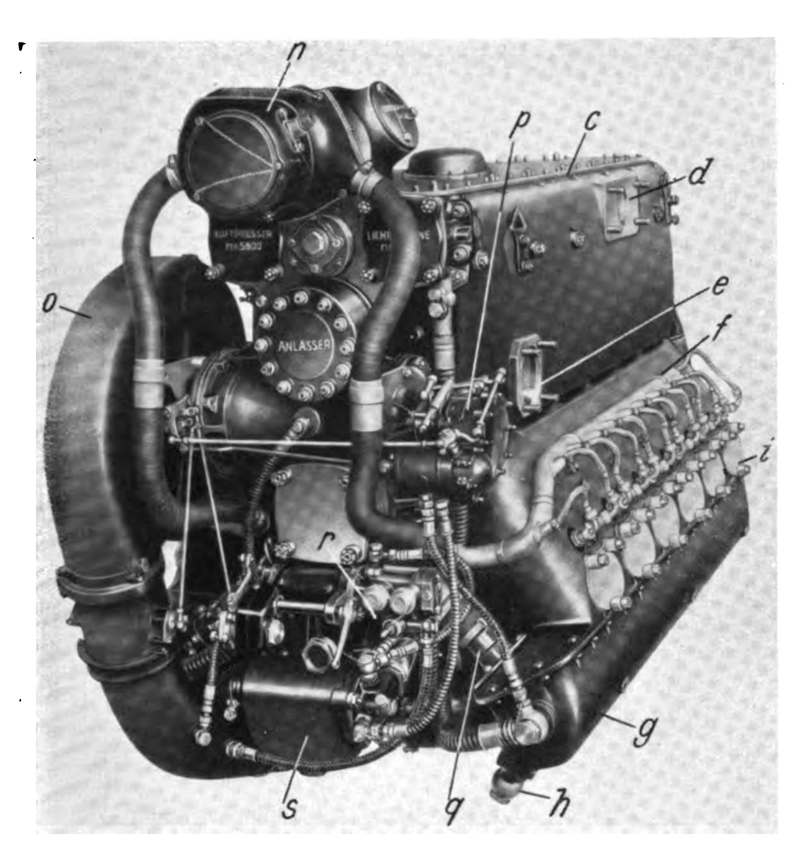


Abb. 2. Schrägansicht von der Geräteseite

schnitts von nur 0,42 m² selbst und durch die schwerpunktnahe Lage der Luftschraubenachse.

Kurbelgehäuse

Das aus Silumingüß bestehende Kurbelgehäuse ist selbsttragend, seine Formgebung deshalb ganz auf die Erzielung größter Steifigkeit bei geringem Gewicht gerichtet. Dies wird durch einteilige Ausbildung des Gehäuses mit hohen, balligen Seitenwänden a (Abb. 1) und durch innenliegende Rippen voll erreicht. Auch der in der Luftschraubenachse für den Einbau einer Motorkanone angeordnete Schußkanal b trägt zur Versteifung bei.

Die Schrägansicht (Abb. 2) zeigt noch den oberen Abschlußdeckel c und die auf jeder Gehäuseseite angeordneten Flansche d und e, an denen die Träger für die federnde Aufhängung des Motors im Flugzeug unter Einschaltung von Gummipaketen angeschlossen sind. Diese Ausbildung gewährleistet zugleich auch raschen Motorwechsel und gute Anpassung an die verschiedenen Einbauverhältnisse.

Arbeitszylinder

Die beiden unter 60° zueinander geneigten Zylinderreihen sind mit dem Kurbelgehäuse durch die schon am DB 600 erprobte Ringmutterverschraubung außerordentlich steif verbunden. Jede Zylinderreihe besteht aus einem Leichtmetallblock f (Abb. 1 u. 2), der als Kühlmantel je sechs eingeschraubte Stahllaufbüchsen umschließt. Ein Deckel g schließt die auf den Zylinderköpfen liegende Nockenwelle sowie die Kipphebel öldicht ein und dient zugleich als Sammeltrog für das gesamte Rücklauföl. Letzteres wird von der Rückförderpumpe h (Abb. 2) über den Ölkühler zum Tank zurückgeschafft. — Bei i sieht man die Blindflansche der Auspuffkanäle.

Untersetzungsgetriebe

Die günstige Lage der Luftschraubenachse in Schwerpunktnähe wird dank der Ausbildung des Untersetzungsgetriebes als einfaches Stirnradgetriebe erreicht. Ein auf der Kurbelwelle sitzendes Ritzel, dessen Mitte bei k (Abb. 1) liegt, steht dabei mit einem Stirnrad auf der Luftschraubenwelle im Eingriff. Vorn trägt die Luftschraubenwelle den mit Hirth-Verzahnung versehenen Anschlußflansch l. Das Getriebegehäuse m ist kräftig gehalten und mit der Kurbelgehäusewand gut verschraubt.

Geräteträger und Antriebe

Der Geräteträger ist an der Rückwand des Kurbelgehäuses angeschraubt. An höchster Stelle ist der Zwillingszünder n angebracht mit den Kabelrohren und Kerzenanschlüssen für die beiden Zylinderreihen. Kennzeichnend ist vor allem auch die Anordnung des Laders o quer zur Längsachse. Dies ist der für Schleuderlader beste Anbau, bei dem sich ein Minimum von Umlenkverlusten in der Ladeleitung ergibt[2]). Besonders gut zu erkennen sind ferner noch: Der selbsttätige Regler p mit seinem Gestänge, die Königswellen q für den Nockenwellenantrieb, die Kraftstoffpumpe r und die Druckölpumpe mit Filter s. — Die gesamte Kraftstoffeinspritzanlage ist im V-Raum zwischen den Zylinderreihen geschützt untergebracht.

Leistungen

Der DB 601 wird in zwei Baumustern Aa und Ba gebaut, die sich durch das Getriebe-Untersetzungsverhältnis unterscheiden:

Baumuster	Untersetzungsverhältnis (Kurbelwelle zu Luftschraubenwelle)
601 Aa	1,55 : 1
601 Ba	1,88 : 1

Beide Baumuster besitzen Höhenlader für 4000 m Volldruckhöhe. Nachstehend sind die Leistungen denen des DB 600 gegenübergestellt.

Leistungsstufe	Leistung in PS	
	DB 601 Aa u. Ba	DB 600 Ga u. Ha
Abflugleistung (1 min) .	1175	1050
Nennleistung .... (Flughöhe)	1100 (4000 m)	1050 (3600 m)

Vergleich der Leistungen des DB 601 mit denen des DB 600

Die Angaben stellen die auf dem Prüfstand ermittelten Werte dar. Durch Anordnung des Ladereintritts für günstige Staudruckausnutzung ergeben sich im Fluge entsprechend höhere Leistungen und eine größere Volldruckhöhe.

K. Brode.

[2]) *Vgl. K. Kollmann, Grenzen der einstufigen Verdichtung in Schleuderladern für Flugmotoren, Bd 7 (1940) N 3, S 54.*

Amerikanischer Großwindkanal im Bau

Für das U. S. Army Air Corps wird in Wright Field ein neuer Windkanal errichtet, der bei 6,1 m Durchmesser in der Meßstrecke eine größte Windgeschwindigkeit von etwa 640 km/h aufweisen soll. Um diese Geschwindigkeit zu erreichen, ist zum Antrieb ein Elektromotor von 40 000 PS vorgesehen, der auf zwei Treibschrauben von 12 m Durchmesser arbeitet. Der Kanal selbst ist in geschlossener Bauart entworfen; er besitzt kreisförmigen Querschnitt und rechteckigen Grundriß bei 230 m Länge der Kanalseele.

Rettungsboje „Generalluftzeugmeister"

Für die Besatzungen von Flugzeugen, die eine Notwasserung in größerer Entfernung von der Küste vornehmen müssen, ist vom Reichsluftfahrtministerium auf Anregung des Generalluftzeugmeisters, Generaloberst *Udet*, eine Rettungsboje entwickelt worden, die für die Aufnahme der Besatzung bis zum Eintreffen der zur Rettung eingesetzten Hilfsfahrzeuge dienen soll. Die in Abbildung 1 und 2 wiedergegebene Boje ist rund 4 m lang, 2,5 m breit und 2,5 m hoch und trägt auf dem Oberdeck einen etwa 1,8 m hohen Turm mit einem Signalmast und einer Antenne. Die Boje bietet vier Personen die Möglichkeit zu einem mehrtägigen Aufenthalt und kann notfalls auch die Besatzung von mehreren Flugzeugen aufnehmen.

Am äußeren Umfang der Boje laufen dicht unter und über der Wasserlinie Rohrgeländer, an denen sich die hilfesuchende Besatzung festhalten und zu der Aufstiegleiter und dann zu dem Einstiegturm gelangen kann. Eine an der Boje befestigte, etwa 100 m lange Treibleine, die durch abwechselnd gelb und rot gefärbte Schwimmkörper an der Oberfläche sichtbar ist, soll dem in Seenot befindlichen Flugzeug einen Hinweis auf den Verlauf einer etwa vorhandenen Strömung geben. Wenn irgend möglich, soll das Flugzeug versuchen, auf der von der Boje aus gesehen dem Winde zugekehrten Seite und bei vorhandener Strömung stromaufwärts zu wassern. In diesem Fall bietet die Treibleine, sofern beim Anschwimmen der Boje diese verfehlt wird, noch die Möglichkeit, daß die Hilfesuchenden die Treibleine erreichen und sich mit deren Hilfe bis zu der Boje vorarbeiten können. Ferner befindet sich in dem Turm der Boje ein Rettungsball an einer 10 m langen Leine, die verletzten oder erschöpften Kameraden zugeworfen werden kann.

Die Boje, die über Wasser einen hellen gelben Anstrich erhält und durch vier rote Kreuze auf weißem Grund deutlich gekennzeichnet ist, ist ständig durch ein weißes Ankerlicht, das eine Sichtweite von etwa 1000 m hat, beleuchtet. Das Innere der Boje enthält, wie Abbildung 2 zeigt, Kojen mit vier Betten, trockene Kleidung und Schuhe, Verbandzeug und Stärkungsmittel. Der vorgesehene Notproviant, der u. a. auch 25 l Trinkwasser einschließt, ist bei sparsamem Verbrauch ausreichend, um die Besatzung bis zur Übernahme durch die zur Hilfe eingesetzten Rettungsfahrzeuge verpflegen zu können.

Schließlich sind in der Boje eine Anzahl von Signalmitteln, mit denen sich die darauf befindliche Besatzung bemerkbar machen kann, vorgesehen. Zur Kennzeichnung, daß sich

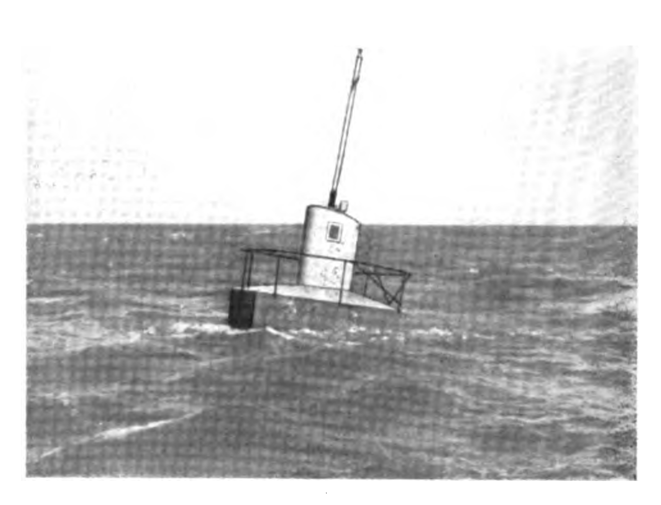


Abb. 1. Die ausgelegte Rettungsboje

Hilfsbedürftige an Bord der Boje befinden, sollen bei Tag ein schwarzer Ankerball und eine gelbrot gestreifte Flagge hochgezogen werden. Nachts sollen zu diesem Zweck außer dem vorhandenen weißen Ankerlicht auf dem Einstiegturm ein rotes und ein weißes Licht gesetzt werden. Zum Herbeiholen von Hilfe können die vorhandenen Signalpistolen für das Abfeuern von roten und weißen Signalen, von Rauchnotzeichen oder auch von Fallschirmleuchtpatronen benutzt werden. Schließlich ist jede Boje mit einem Notsender ausgerüstet. Zum Übersetzen auf das eintreffende Rettungsfahrzeug ist jeder Boje ein Rettungsschlauchboot beigegeben.

Die Mannschaft, die eine dieser Rettungsbojen in Anspruch genommen hat, ist verpflichtet, unmittelbar nach Erreichen der Küste eine entsprechende Meldung zu erstatten und die Nummer der betreffenden Boje anzugeben, damit der verbrauchte Proviant und die benutzten Kleidungsstücke wieder ersetzt werden können.

Schließlich sei noch darauf hingewiesen, daß zum Abdichten von Schußlöchern, die möglicherweise in der Bojenwand entstanden sind, Dichtungspfropfen, die mit einem Holzhammer eingeschlagen werden, vorgesehen sind. Mit einer Pumpe kann bereits eingedrungenes Wasser ausgepumpt werden. *D.*

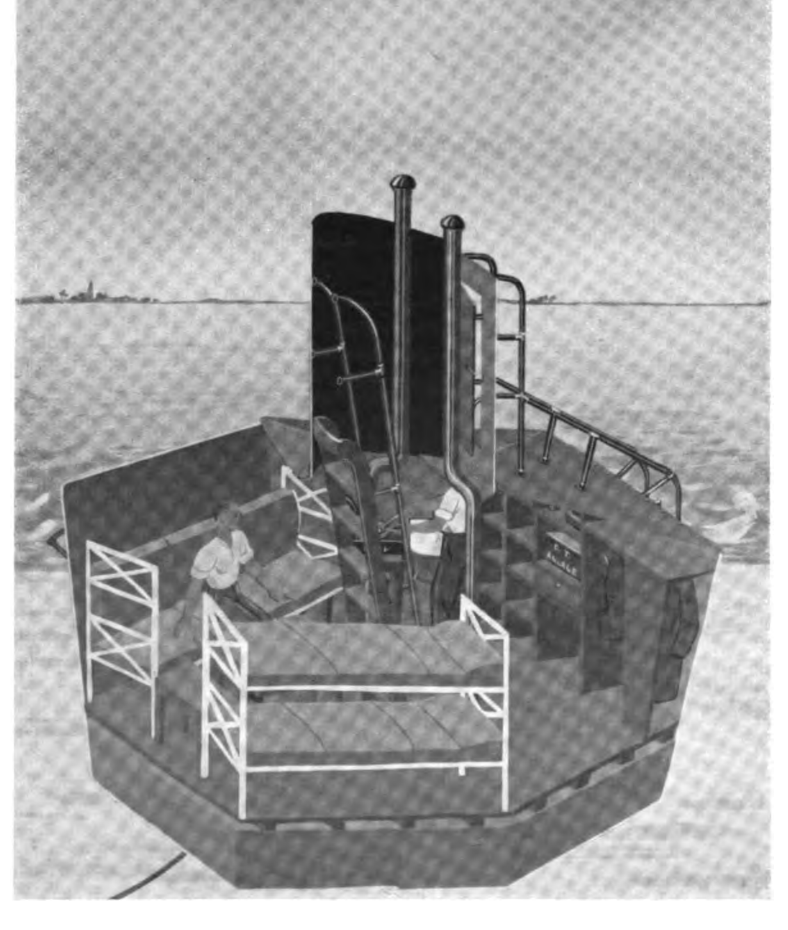


Abb. 2. Innerer Aufbau und Ausstattung der Rettungsboje

FORSCHUNGS-KURZBERICHTE

Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S = Seiten, Sp = Spalten, L = Lichtbilder, Sk = Skizzen, Sb = Schaubilder, Z = Zahlentafeln, F = Formelrechnungen, f = ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Festigkeit

Schwingungsstabilität periodisch gedrückter Stäbe. A 22 22

Ikuo Utida und Katsutada Sezawa: Dynamical Stability of a Column under Periodic Longitudinal Forces; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (7), N 193 (VIII 40), S 137/138 (46 S, 39 L, 3 Sk, 16 Sb, 4 Z, F).

Der Schwingungszustand eines Stabes mit periodisch wechselnden Längskräften (vgl. Foku 39 10 03) wurde durch Versuch und Rechnung in verschiedener Weise behandelt. Die dynamische Unstabilität der freien Querschwingung, die resonanzähnlich ist, tritt auf, wenn die Erregerfrequenz die Hälfte der Eigenschwingungszahl oder ein Vielfaches davon ist. Nimmt von da aus die Erregerfrequenz ab, so steigt die Schwingweite, um plötzlich auf den kleinen Wert für steigende Frequenz abzufallen. Nimmt sie zu, so steigt die Schwingweite nur bei zusätzlichem Stoß. Trägt das Stabende eine kleine Masse, so werden die Erscheinungen verwickelter. Bei höheren Ordnungen der Frequenz ist die Schwingungsform nicht mehr sinusförmig, die Schwingweite kleiner. Ähnlich wie beim Ausbuckeln, tritt die Unstabilität nur bei hinreichend großen Erregerkräften auf. E. Foku 41 04 01

Knick-Biege-Festigkeit von U-Stäben. A 22 22

R. Gottlieb, T. M. Thompson und E. C. Witt: Combined Beam-Column Stresses of Aluminum-Alloy Channel Sections; NACA TN 726 (IX 39), Washington (9 S, 2 Z, F, f 6 L, 8 Sk, 6 Sb).

Offene U-Profile aus Al-Legierung wurden auf Knickbiegung geprüft. Die Ergebnisse von etwa 70 Proben, Längs- und Biegespannungen abhängig vom Schlankheitsverhältnis aufgetragen, liefern eine Rechentafel für den Entwurf. E. Foku 41 04 02

Windscheiben aus Kunststoff beim Aufprallen von Fremdkörpern. E 5/A 22 41

Benjamin M. Axilrod und Gordon M. Kline: Resistance of Transparent Plastics to Impact; NACA TN 718 (VI 39), Washington (20 S, 1 Sk, 9 Z, f 22 L).

Windscheiben, die beim Auftreffen eines Vogels nicht brechen, sind schwer herzustellen, da die Wucht bei 320 km/h Fluggeschwindigkeit, 110 km/h Vogelgeschwindigkeit und 1,8 kg Vogelgewicht rd. 1400 kgm beträgt. Der Fallversuch würde im luftleeren Raum 800 m Höhe erfordern. Verschiedene Kunstharze wurden mit harten und weichen Kugeln beworfen, u. a. mit Gummibällen, die bei hoher Geschwindigkeit abgeschossen wurden. Die Stoßbeständigkeit wechselt mit der Temperatur. Mehrschichtengläser sind vorteilhaft, vor allem solche aus Zelluloseazetat. Bei kleinerem Treffwinkel als 90° brechen die Scheiben weniger leicht. E. Foku 41 04 03

Schubspannung in Kastenträgern. A 22 3

Paul Kuhn: Some Notes on the Numerical Solution of Shear-Lag and Mathematically Related Problems; NACA TN 704 (III 39), Washington (13 S, F, f 3 Sk, 1 Sb, 3 Z).

Die Berechnung von Kastenträgern mit Schubverformung der Gurte kann auf die Lösung einer Differentialgleichung zurückgeführt werden; diese tritt auch bei andern Spannungsaufgaben auf. Sie läßt sich für praktische Fälle nicht geschlossen lösen, kann aber nach verschiedenen Verfahren zahlenmäßig ausgewertet werden (vgl. Foku 35 11 17, 38 04 12, 41 02 05). E. Foku 41 04 04

Kreisdiagramm der Dehnung. A 22 2

Joseph A. Wise: Circles of Strain; J. aeron. Sciences Bd 7, N 10, (VIII 40), S 438/440 (6 Sp, 7 Sk, F).

Ein ebener Spannungszustand kann vollständig dargestellt werden durch den Mohrschen Spannungskreis mit der größten Schubspannung als Halbmesser, dessen Mittelpunkt vom Nullpunkt des Achsenkreuzes Schubspannung-Zugspannung um die mittlere Zugspannung entfernt ist. Ebenso kann man die Dehnungen durch einen Kreis darstellen, dessen Abszissen die Längungen, dessen Ordinaten die halben Schubverformungen bedeuten. Er läßt sich zum Bestimmen der Hauptdehnungen benutzen, wenn für drei Linien unter 45° die Dehnungen bekannt sind (vgl. Foku 40 04 02). Räumliche Dehnungszustände lassen sich dadurch ermitteln, daß man diesen Kreis für jede Ebene mit Hauptspannungen zeichnet. E. Foku 41 04 05

Flugströmungslehre

Tiefenverteilung des Auftriebs bei Tragflügeln mit Klappen. P 31 15

H. Julian Allen: Calculation of the Chordwise Load Distribution Over Airfoil Sections with Plain, Split, or Serially Hinged Trailing-Edge Flaps; NACA Rep. 634 (1938), Washington (34 Sp, 5 Sk, 8 Sb, 13 Z, F).

Im Anschluß an ein Verfahren zum Berechnen der Auftriebsverteilung über die Tiefe an Tragflügeln (vgl. Foku 41 01 12) wurde eine rasche Berechnung für die zusätzliche Normalkraft längs des Flügelschnitts beim Klappenausschlag (vgl. Foku 36 09 07, 37 04 08, 37 04 11) aus der Theorie des dünnen Flügels und den Ergebnissen von Messungen entwickelt. Das Verfahren bezieht sich auch auf Spreiz- oder mehrfache Klappen und setzt die Kenntnis der Profileigenschaften voraus. Ohne die Luftkraftverteilung lassen sich Normalkraft und Verstellmoment der Klappe berechnen. E. Foku 41 04 06

Tragflügel mit Schlitzklappen. P 31 15

Carl J. Wenzinger und Thomas A. Harris: Wind-Tunnel Investigation of an N. A. C. A. 23 012 Airfoil with Various Arrangements of Slotted Flaps; NACA Rep. 664 (1939), Washington (61½ Sp, 75 Sk, 22 Sb, 7 Z, F).

Im NACA-Windkanal von 2,1 × 3,0 m und im Überdruck-Windkanal wurde ein Tragflügel, Schnitt NACA 23 012, mit verschiedenen Schlitzklappen, die beste Anordnung auch bei der Reynoldszahl 8 000 000 untersucht und mit anderen Klappen verglichen (vgl. Luru 33 01 35, Foku 36 08 09, 36 09 07, 37 01 30, 37 03 25, 37 04 10, 38 03 06, 40 04 23, 41 03 08, 41 04 20). Klappenform, Schlitzform und Klappenstellung wurden verändert. Die beste Schlitzklappenanordnung war der Spreizklappe, der Hinterklappe und der Außenklappe nach Höchstauftrieb, Widerstand bei mäßiger und großer Anstellung überlegen. Die Höchstauftriebszunahme durch die Schlitzklappe war von der Reynoldszahl unabhängig. Die Schlitzöffnungen in der Saugseite beeinflussen den Schnellflugwiderstand merklich, auch wenn sie verkleidet sind und nicht durchströmt werden. Den größten Höchstauftrieb gibt die Schlitzklappe, wenn die Klappennase etwas vor und unter dem oberen Schlitzlappen liegt, und wenn dieser die Luft nach unten über die Klappe leitet. Bei mäßigem Auftrieb liefert eine Schlitzklappe mit flügelähnlicher Nase und gutem Schlitzeintritt den kleinsten Profilwiderstand. Mehrfachklappen oder längere Schlitzklappen würden den Widerstand bei mäßigem und hohem Auftrieb verbessern. E. Foku 41 04 07

Tragflügel mit Schlitzklappen. P 31 15

Carl J. Wenzinger und Thomas A. Harris: Wind-Tunnel Investigation of an N. A. C. A. 23 021 Airfoil with Various Arrangements of Slotted Flaps; NACA Rep. 677 (1939), Washington (47 Sp, 48 Sk, 15 Sb, 2 Z).

Im NACA-Windkanal von 2,1 × 3,0 m wurde ein Tragflügel, Schnitt NACA 23 021, $b = 2{,}1$ m, $l = 1{,}5$ m, mit verschiedenen Anordnungen einer Schlitzklappe von 25,66 % der Flügeltiefe vermessen (vgl. Foku 41 04 07, auch 38 03 06). Verändert wurden die Form von Schlitz und Klappe sowie Lage und Ausschlag der Klappe. Daraus ergaben sich die Klappenstellungen für höchsten Auftrieb, die Polaren der Anordnungen, die für Start und Steigen günstig sind, und die Luftkräfte der günstigsten Gesamtanordnung, wie die Einflüsse der Einzelmaßnahmen. Die Höchst-

auftriebszahl war im günstigsten Falle 2,82, also ebenso groß wie für den Flügelschnitt 23 012 mit Schlitzklappe; dagegen waren die Widerstandszahlen hier höher, die Nickmomentzahlen jedoch ungefähr die gleichen. Die Anordnung mit größtem Höchstauftrieb hatte ein Verhältnis Höchstauftrieb zu Kleinstwiderstand 207, eine andere Anordnung 218. E. Foku 41 04 08

Tragflügel mit Spreizklappen. **P 31 15**

Carl J. Wenzinger und Thomas A. Harris: Wind-Tunnel Investigation of N. A. C. A. 23 012, 23 021 and 23 030 Airfoils with Various Sizes of Split Flap; NACA Rep. 668 (1939), Washington (26 Sp, 18 Sk, 15 Sb, 1 Z).

Im NACA-Windkanal von 2,1 × 3,0 m wurden in ebener Strömung Tragflügel aus Sperrholz, Schnitt NACA 23 012 bzw. 23 021 bzw. 23 030 (die letzten beiden Ziffern geben das Dickenverhältnis), $b = 2{,}1$ m, $l = 1{,}5$ m, mit Spreizklappen von 10, 20, 30 oder 40 % der Flügeltiefe bei verschiedenen Klappenausschlägen vermessen (vgl. Foku 38 04 22, 41 04 07, 41 04 08). Darstellungen von Auftrieb, Widerstand und Nickmoment zeigen, daß die Höchstauftriebe der drei Flügelschnitte bei 20 % Klappentiefe mit jeweils günstigstem Ausschlag etwa gleich sind. Bei 10 % Klappentiefe liefert der dickste Schnitt kleineren Höchstauftrieb; bei 30 oder 40 % Klappentiefe hat der Höchstauftrieb einen Größtwert von 2,94 für 30 % Dickenverhältnis. Die Zunahme des Höchstauftriebs durch die Spreizklappen ist von der Reynoldszahl nahezu unabhängig. Der kleinste Profilwiderstand verdoppelt sich etwa, wenn das Dickenverhältnis von 12 % auf 30 % steigt.

E. Foku 41 04 09

Grenzschicht und Wirbelschleppe an Tragflügeln. **A 35 27**

L. B. Rumph jr. und Robert Schairer: Boundary Layer and Wake Survey Measurement in Flight and in the Wind Tunnel; J. aeron. Sciences Bd 7, N 10 (VIII 40), S 425/433 (18 Sp, 6 L, 5 Sk, 19 Sb).

Im Guggenheim-Windkanal wurde bei Reynoldszahlen von 3 bis 8 Millionen ein Tragflügel, $b = 2{,}62$ m, $l = 1{,}52$ m, Schnitt NACA 0012, mit glatt polierter Oberfläche vermessen, um den Einfluß des Grenzschichtumschlags auf den Widerstand zu klären. Ebenso wurden bei Lockheed 14 und Douglas DC-4 im Fluge die Grenzschicht und die Energie der Wirbelschleppe untersucht. Zum letzteren Zweck führten zwei Prandtl-Rohre an der Hinterkante etwa in Mitte Halbspannweite eine Umdrehung mit verschiedenem Halbmesser aus (s. Abb.); den Antrieb lieferte ein Elektromotor mit Endschaltern. Die Grenzschicht (vgl. Foku 40 12 18) wurde mit kleinen Pitot-Gesamtdruckrohren vermessen, die in einem geringen, festen Abstand von der Oberfläche durch einen Elektromotor an einem Arm über die Saugseite des Meßschnittes geführt wurden; der Antrieb lief in einer Schiene (s. Abb. 2). — Die Unterschiede zwischen Flug- und Windkanalmessungen sind durch die Rauhigkeit zu erklären: DC-4 hat bündige Nietköpfe, aber einen Enteiser, Lockheed 14 hat Brazier-Nietköpfe; die Widerstandszahl nimmt daher um 0,0009 bzw. 0,0052 zu. Das Gerät für die Flugmessungen erwies sich als brauchbar; doch muß die Grenzschicht außerhalb des Schraubenstrahls gemessen werden. Der Zeitaufwand bei den Versuchsflügen ist gering. Im Windkanal stimmten die Berechnungen des Profilwiderstandes aus der beobachteten Lage des Umschlagpunktes (vgl. ARC R & M 1838) mit der unmittelbaren Messung gut überein. E. Foku 41 04 10

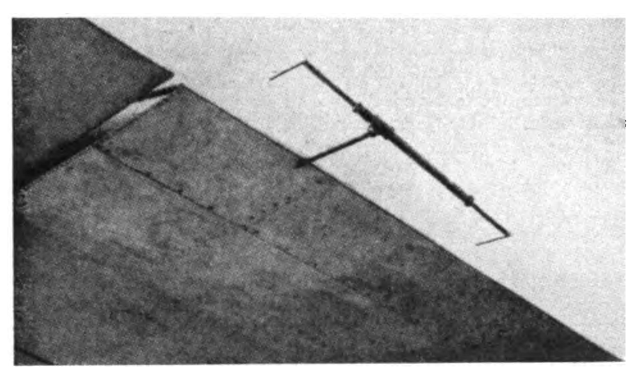


Abb. 1. Drehbarer Doppelarm mit Prandtl-Rohren an der Klappe der Douglas DC-4 (linker Flügel) zum Messen des Widerstandes aus dem Impulsverlust in der Wirbelschleppe

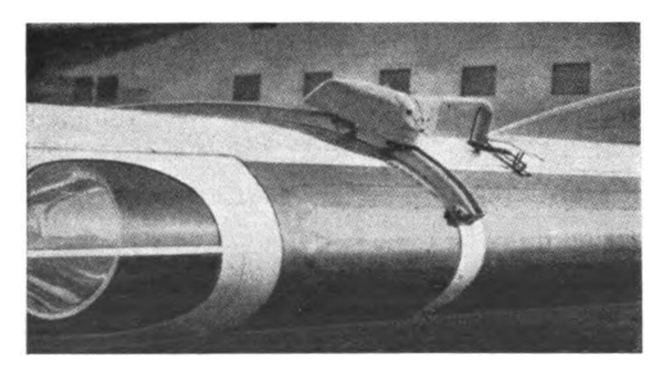


Abb. 2. Elektrisch getriebener Wagen auf der Saugseite der Douglas DC-4 (rechter Flügel) zum Bewegen eines Pitot-Rohrs in der Grenzschicht

Wechselwirkung zwischen Flügeln und Rumpf. **P 31 56**

Albert Sherman: Interference of Wing and Fuselage from Tests of 17 Combinations in the N. A. C. A. Variable-Density Tunnel; Combinations with Special Junctures; NACA TN 641 (II 38), Washington (14 S, 3 Z, F, f 12 L, 29 Sk, 6 Sb, 3 Z).

In NACA-Überdruck-Windkanal (vgl. Luru 33 01 35) wurden im Rahmen der Arbeiten über die Wechselwirkung (vgl. Foku 36 05 09, 38 03 06, 38 04 22) 17 Vereinigungen von Tragflügeln und Rümpfen untersucht. Die Flügelschnitte waren NACA 0012, 4412 und 23 012, dieses als Beispiel für ein neueres Profil, $b = 762$ mm, Streckung 6; der luftschiffähnliche Rumpf war 508 mm lang, Schlankheit 5,86. Die durchlaufende Spreizklappe hatte 20 % der Flügeltiefe. Der Wurzelwirbel der kritischen Mitteldeckeranordnung ist empfindlich gegen die Nasenform; er läßt sich ohne wesentliche Erhöhung des Schnellflugwiderstandes mit besonderen Auskleidungen an der Vorderkante unterdrücken.

E. Foku 41 04 11

Flugbootmodellmessungen und Leistungsberechnung. **P 39 93**

John R. Dawson: A General Tank Test of a Model of the Hull of the P3M-1 Flying Boat Including a Special Working Chart for the Determination of Hull Performance; NACA TN 681 (XII 38), Washington (9 S, 1 Z, F, f 18 Sb).

Ein Rumpfmodell 1:6 des Flugboots P3M-1 (NACA 18) wurde im Schlepptank gemessen (vgl. Foku 34 01 17, 34 04 04, 35 03 09, 35 11 08, 37 12 10, 37 01 35). Die Ergebnisse wurden dimensionslos als Lastmaß, Widerstandsmaß, Geschwindigkeitsmaß, Trimm-Momentmaß und Aufstufmaß dargestellt. Zu den üblichen Kurven wurde das Widerstandsmaß über dem Trimmwinkel für verschiedene Lastmaße aufgetragen, um das Interpolieren zu erleichtern, ferner Kurven gleicher Trimm-Momentmaße. So kann statt des Zustands bester Trimmung die trimmfreie Messung verwendet werden. Der Widerstand wurde kleiner als bei dem Modell 11-C und 26 (für Sikorsky S-40).

E. Foku 41 04 12

Meßtechnik

Sackflug-Warngerät. **C 9**

F. L. Thompsen: N. A. C. A. Stall-Warning Indicator; NACA TN 670 (X 38), Washington (7½ S, f 2 L, 24 Sk, 2 Sb).

Das Sackflug-Warngerät des NACA besteht aus einem Rohr für den Gesamtdruck nahe der Flügelhaut in einem Gebiet, in dem die Strömung vorzeitig abreißt. Diese Erscheinung wird dadurch verstärkt, daß man die Vorderkante über eine kurze Strecke in der Nachbarschaft des Druckrohrs scharfkantig ausbildet. Der Gesamtdruck wird mit dem statischen Druck von einer bündigen Öffnung im Flügel auf einen Druckunterschiedmesser geschaltet. Wenn der Gesamtdruck plötzlich sinkt, zieht sich eine Druckdose zusammen und schließt einen Strom. Dieser betätigt ein Warnzeichen.

E. Foku 41 04 13

Optischer Indikator für Motoren. C 23

Robert E. Tozier: The N. A. C. A. Optical Engine Indicator; NACA TN 634 (I 38), Washington (7 S, f 5 Sk, 7 Sb).

Der optische aufzeichnende Indikator des NACA ist von einfacher, widerstandsfähiger Membranbauart, eignet sich für hohe Drücke und Temperaturen im Brennraum und hat eine Eigenfrequenz von etwa 10 000/s (vgl. Foku 36 07 20, 38 03 29, 38 10 32). Die Membran trägt einen schwingenden Spiegel; davor sitzt eine Linse, durch die der Lichtstrahl einer Lampe zweimal hindurchgeht. Vor dem Film liegt ein Spalt; durch Schwenken des Gehäuses wird das Bild der Lampe auf diesen eingestellt.

E. Foku 41 04 14

Motorbau

Kühlung von Zylindern mit Rippen und Leitblechen. M 96 2

M. J. Brevoort: Principles Involved in the Cooling of a Finned and Baffled Cylinder; NACA TN 655 (V 38), Washington (12 S, 1 Z, F, f 11 Sb).

Aus den bekannten Grundsätzen für den Wärmetausch an Rohren ergeben sich Richtlinien für die Kühlung von Motorzylindern mit Rippen. Die Versuchsergebnisse stützen die Theorie (vgl. Foku 34 04 05, 37 09 13, 38 03 30, 38 04 33, 39 01 17).

E. Foku 41 04 15

Kolbenbewegung in Sternmotoren. K 33 1

H. W. Sibert: Approximate Formulas for Piston Travel in Radial Engines; J. aeron. Sciences Bd 7, N 10 (VIII 40), S 434/437 (8 Sp, 1 Sk, 6 Z, F).

Wenn die Anlenkzapfen der Nebenpleuel denselben Winkelabstand haben wie die Zylinder des Sternmotors, so lassen sich die Kolbenbewegungen durch eine vereinfachte Gleichung mit zwei Fourier-Reihen darstellen; die Beizahlen und Phasenwinkel sind aus Zahlentafeln zu entnehmen. Auch für den Fehler, der sich bei Weglassen der dritten und höheren Glieder ergibt, wurden Gleichungen und Zahlentafeln entwickelt. Noch einfacher ergeben sich die Grenzen des Kolbenhubs.

E. Foku 41 04 16

Strömungslehre

Laminare Grenzschicht. A 35 27

K. Wada: Theory of Laminar Boundary Layer; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (10), N 196 (IX 40), S 229/306 (78 S, 1 Sk, 19 Sb, 6 Z, F).

Die Differentialgleichung der laminaren Grenzschicht läßt sich der praktischen Berechnung zugänglich machen, wenn man annimmt, daß die Neigung der Stromlinien von der festen Oberfläche zum Außenrand der Grenzschicht hin sich geradlinig ändert. Dann ergeben sich Gleichungen für die Geschwindigkeitsverteilung und für die drei Grenzbedingungen, ferner die Ablösestelle, die Grenzschichtdicke und der Reibungswiderstand, endlich die Anwendung auf ebene Platten, Zylinder von Kreis- und Ellipsenquerschnitt. E. Foku 41 04 17

Gleitschicht und zulässige Rauhigkeit. A 35 27

Itirô Tani und Satosi Mituisi: On the Permissible Roughness in the Laminar Boundary Layer; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (13), N 199 (X 40), S 417/428 (11 S, 5 Sb, F).

Nach *Schiller* ist die kritische Höhe einer Rauhigkeit für den Übergang in turbulente Grenzschichtströmung durch die Höhe eines Vorsprungs gegeben, hinter dem sich Wirbel bilden. Die zulässige Rauhigkeit für laminare Strömung ist daher verhältig der Zähigkeitszahl mal der Wurzel aus der Dichte, geteilt durch die Wurzel aus der Schubspannung an der Oberfläche. Die Beizahl ist nach Windkanalmessungen für die ebene Platte 13, für den Tragflügel 15. Danach kann die Rauhigkeit für beliebige Körper abgeschätzt werden.

E. Foku 41 04 18

Luftkraftmoment in schallnaher Strömung. A 35 4

Carl Kaplan: A Theoretical Study of the Moment on a Body in a Compressible Fluid; NACA Rep. 671 (1939), Washington (36 Sp, 5 Sk, 2 Sb, 5 Z, F).

Wendet man den Satz von *Lagally* über das Moment eines umströmten Körpers auf zusammendrückbare Flüssigkeiten an, so läßt sich dieses nach dem Verfahren von *Poggi* bei ebener Unterschallströmung eines idealen Gases für beliebige Formen bestimmen, insbesondere für elliptische Schnitte und für symmetrische Joukowski-Profile mit scharfer Hinterkante. Ferner folgt der Einfluß der Zusammendrückbarkeit auf die Druckpunktlage, wenn man die zusätzliche Zirkulation infolge der Zusammendrückbarkeit berechnet. Diese verschiebt bei einem bestimmten kleinen Anstellwinkel, der vom Dickenverhältnis abhängt, den Drehpunkt nicht; für kleinere Anstellung rückt er in schallnaher Strömung weiter nach hinten, für größere als den „neutralen“ Anstellwinkel rückt er näher zur Nase. Für übliche Schnitte ist die Druckpunktverschiebung daher zu vernachlässigen, während die Zusammendrückbarkeit den Auftrieb und das Moment stark ändern kann (vgl. Foku 41 03 09, auch 39 02 33). E. Foku 41 04 19

Wechselwirkung von Tragflügelmodellen und Aufhängung im Windkanal. A 35 82

Eastman N. Jacobs and Ira H. Abbott: Airfoil Section Data Obtained in the N. A. C. A. Variable-Density Tunnel as Affected by Support Interference and Other Corrections; NACA Rep. 669 (1939), Washington (63 Sp, 42 Sk, 99 Sb, 3 Z, F).

Versuche über die Wechselwirkung der Aufhängung auf den Widerstand eines Tragflügelmodells im NACA-Überdruckwindkanal (vgl. Luru 33 01 35, auch Foku 37 01 29, 38 03 06, 38 04 22, 38 06 11, 40 02 21, 41 01 12) ergaben, daß die früheren Tragflügelmessungen die Widerstandszahl und deren Anwachsen mit dem Dickenverhältnis zu hoch erscheinen lassen. Daraus folgen Berichtigungen der älteren Ergebnisse, die sich auch auf die Auswahl des Flügelschnitts auswirken.

E. Foku 41 04 20

Schallnahe Strömung am elliptischen Zylinder. A 35 4

Isao Imai und Takasi Aihara: On the Subsonic Flow of a Compressible Fluid past an Elliptic Cylinder; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (8), N 194 (VIII 40), S 185/212 (27½ S, 1 Sk, 1 Sb, 1 Z, F).

Die Strömung zusammendrückbarer Flüssigkeiten um Kreiszylinder läßt sich nur näherungsweise behandeln. Das Verfahren wurde von *Hooker* (vgl. Foku 36 07 23) auf die Strömung um elliptische Zylinder geringer Schlankheit längs der Hauptachse, von *Poggi* (Aerotecn. 1932, S. 1579) auf Zylinder beliebigen Querschnitts und von *Kaplan* (vgl. Foku 39 02 33) auf die allgemeine Umströmung elliptischer Zylinder ausgedehnt — immer für Unterschallgeschwindigkeit. *Kaplan* kommt in der Zwischenrechnung nicht ohne unendliche Reihen aus und betrachtet nur den Zustand längs der Oberfläche. Ein neues Verfahren wurde aus dem ursprünglichen von *Janzen* (1913) entwickelt; es kommt ohne unendliche Reihen aus, ist daher einfacher. Es ließ sich zunächst auf die Unterschallströmung an einem beliebig eingestellten elliptischen Zylinder mit willkürlicher Zirkulation anwenden, soll aber auch für *Joukowsky*-Schnitte verwendet werden. Das Verfahren benutzt konjungiert komplexe Veränderliche; es liefert das Geschwindigkeitspotential bis zur zweiten Ordnung der *Mach*-Zahl genau sowie die kritischen *Mach*-Zahlen.

E. Foku 41 04 21

Pulsierende Rohrströmung. A 35 23

F. Schultz-Grunow: Pulsierender Durchfluß durch Rohre; Forschg. a. d. Geb. d. Ing. Wes. Bd 11, N 4 (VII/VIII 40), S 170/187 (18 S, 3 L, 13 Sk, 22 Sb, 6 Z, F).

Bei der Strömung durch ein gerades Rohr wurde durch einen Drehschieber eine Pulsation erzeugt. Statt der Messung zeitlicher Mittelwerte mit stark gedämpften Druckgeräten, die nicht das richtige Druckgefälle zum Bestimmen des Reibungswiderstandes liefern, wurden Augenblickswerte der Gesamtdrücke über den ganzen Querschnitt angenommen. Dem Druckanzeiger wurden Schwankungen durch einen Stroboskophahn ferngehalten. Während der Verzögerungsperioden zeigte sich eine Rückströmung. Aus den Messungen erhielt man den Verlauf der Schubspannung während einer Pulsation und die augenblicklichen Schubspannungsprofile. Aus Ähnlichkeitsbetrachtungen ergaben sich Kennzahlen für Pulsation und Rückströmung sowie eine verallgemeinerte Rohrwiderstandszahl. E. Foku 41 04 22

Schallnahe Strömung um einen Kreiszylinder in einem Kanal. **A 35 4**

Ernst Lamla: Die symmetrische Potentialströmung eines kompressiblen Gases um einen Kreiszylinder im Kanal im unterkritischen Gebiet; Lufo Bd 17, Lfg 10 (26 X 40), S 329/331 (6 Sp, 1 Z, F).

Nach dem Näherungsverfahren von *Janzen* und *Rayleigh* läßt sich die ebene symmetrische Potentialströmung eines zusammendrückbaren Gases um einen Kreiszylinder, der sich auf der Mittellinie eines geraden Kanals befindet, in zweiter Näherung berechnen, insbesondere die Geschwindigkeiten an der engsten Stelle. E. Foku 41 04 23

Stromfadenverlauf beim Überziehen von Tragflügeln. **P 31 13**

Ira H. Abbott und Albert Sherman: Flow Observations with Tufts and Lampblack of the Stalling for four Typical Airfoil Sections in the N. A. C. A. Variable-Density Tunnel; NACA TN 672 (IX 38), Washington (10 S, 1 Z, f 2 L, 17 Sk, 6 Sb).

Im NACA-Überdruckwindkanal (vgl. Luru 33 01 35) wurden für den kritischen Reynoldszahlbereich Laufbildaufnahmen der Bewegungen kleiner Seidenfäden beim Anstellen eines Tragflügels bis zum Überziehen gemacht. Bei gewissen Anstellwinkeln wurde die Grenzschicht durch Aufstreichen von Ruß in Öl sichtbar gemacht. Die Aufnahmen geben zusammen mit den Kraftmessungen ein Bild von den Vorgängen beim Abreißen (vgl. Foku 36 09 22, 38 03 06). E. Foku 41 04 24

Tragschrauber

Tragschrauberflügel im überzogenen Bereich. **P 33**

F. J. Bailey, Jr., und F. B. Gustafson: Observations in Flight of the Region of Stalled Flow Over the Blades of an Autogiro Rotor; NACA TN 741 (XI 39), Washington (11½ S, 2 L, 7 Sb).

Im Fluge wurde die Strömung auf dem Innenteil der Flügel eines Tragschraubers Kellett YG-1 B durch Laufbildaufnahmen von Seidenfäden auf der Saugseite untersucht, um bei verschiedenen Fortschrittsgraden den überzogenen Bereich festzustellen (vgl. Foku 38 02 01, 38 02 02, 41 01 10). Das Gebiet der abgerissenen Strömung war größer als nach der einfachen Theorie, entsprach dieser jedoch nach Lage und Umriß. Bei höheren Drehzahlen kann es die Gleitzahl der Tragschraube und die Schwingbewegung der Flügel beeinflussen. Das Seidenfaden-Verfahren hat sich bei den Untersuchungen bewährt. E. Foku 41 04 25

Schwingungen von Tragschrauben. **P 33**

R. H. Prewitt und R. A. Wagner: Frequency and Vibration Problems of Rotors; J. aeron. Sciences Bd 7, N 10 (VIII 40), S 444/450 (14 Sp, 4 Sk, 6 Sb, F).

Bei Tragschraubern treten neben neuen, verwickelten Strömungs- und Stabilitätsfragen auch neuartige Schwingungen auf. Eine Untersuchung ergab, daß bei üblicher Zapfenlage ohne zusätzliche Federn die natürliche Pendelfrequenz der Flügel ein Drittel bis ein Fünftel der Drehzahl beträgt. Wegen der lockeren Nabe kann der wirkliche Wert bis zu 30% geringer sein als die berechnete Schwingungszahl. Werden besondere Führungen hinzugefügt, so ändert sich diese mit der Schwingweite. Die Schlagfrequenz eines Flügels um eine zu ihm senkrechte Achse ist ohne Dämpfung gleich der Tragschraubendrehzahl, falls die Achse durch die Tragschraubenachse geht, sonst 2,5% höher. Kegelförmige Flügelstellung vermindert die Grundfrequenz um etwa 30%, Dämpfung um etwa 15%. Die Biegeschwingung ist etwa dreimal so rasch wie die Drehzahl. E. Foku 41 04 26

Treibschrauben

Luftschrauben-Kennwerte abhängig vom Blattumriß. **P 39 3**

Edwin P. Hartman und David Biermann: The Aerodynamic Characteristics of Four Full-Scale Propellers Having Different Plan Forms; NACA Rep. 643 (1938), Washington (17 Sp, 5 L, 15 Sb, 2 Z, F).

Im NACA-Windkanal von 6 m Dmr. wurden vier naturgroße Luftschrauben von 3 m Dmr., nämlich Navy 5868-R6 von üblichem Flügelumriß, die übrigen mit weiter innen gelegenen Schnitten größter Tiefe, vermessen (vgl. Foku 36 08 25, 39 08 10). Der Wirkungsgrad bei Höchstgeschwindigkeit war bei den ungewöhnlichen Formen besser, auch in Verbindung mit einem unverkleideten flüssiggekühlten Motor, der Startwirkungsgrad dagegen kleiner. Doch wird ein vorteilhafter Ausgleich mit Flügelumrissen, deren größte Tiefe der Nabe näher liegt als heute, möglich sein. Diese Grundrißänderung führte zu vorzeitigem Abreißen wie zu kleineren Schub- und Momentzahlen. E. Foku 41 04 27

Werkstoffkunde

Betriebsbeanspruchungen und Dauerfestigkeit. **E 11 2**

F. Bollenrath: Einflüsse auf die Zeit- und Dauerfestigkeit der Werkstoffe; Lufo Bd 17, Lfg 10 (26 X 40), S 320/328 (17 Sp, 1 L, 4 Sk, 17 Sb).

Im Betrieb verläuft die Beanspruchung auf Zeit- und Dauerfestigkeit anders als bei den üblichen Prüfungen. Falls die Grenzstufen festliegen und die Lastwechselzahl hoch ist, muß nach dem Einfluß der Grenzgruppenfolgen gefragt werden, bei selteneren Lastschwankungen zwischen unregelmäßig veränderlichen Grenzen aber nach dem Spannungsmaßstab, der für gegebene Häufigkeit erträglich ist. E. Foku 41 04 28

Kunstharz-Werkstoffe. **E 5-2**

Meyer Fishbein: Physical Properties of Synthetic Resin Materials; NACA TN 694 (III 39), Washington (18 S, 2 Z, 1 Sb, F, f 3 L, 1 Sk, 11 Sb).

Für Kunstharz-Werkstoffe mit Einlagen aus Papier, Baumwoll- oder Leinengewebe und für Sperrholz mit Kunstharztränkung wurden die Festigkeitseigenschaften bestimmt. — Das Elastizitätsmaß handelsüblicher Kunstharze ist zu gering für den Flugzeugbau; doch gibt es plastische Stoffe, deren Eigenschaften bei weiterer Entwicklung an die der Leichtmetalle herankommen. Holz mit Harztränkung, „Compound 1840", hat vierfache Druckfestigkeit wie Naturholz, weil die Dichte etwa auf das Dreifache gesteigert wurde. E. Foku 41 04 29

Druckfestigkeitsmessung an gebündelten Blechproben. **E 11**

C. S. Aitchison und L. Tuckerman: The "Pack" Method for Compressive Tests of Thin Specimens of Materials Used in Thin-Wall Structures; NACA Rep. 649 (1939), Washington (22 Sp, 5 L, 7 Sb, 2 Z).

Die Sicherheit dünnwandiger Leichtbaugebilde hängt von der Druckfestigkeit der Bleche ab. Werden diese zu einem Stoß gebündelt und seitlich gestützt, so kann die Spannungs-Dehnungskurve bei Druck aufgenommen werden. Versuche mit Blechen aus Al-Legierung 17ST und aus Stahl gaben für die Streckgrenze 2% Streuung. Vergleich mit dicken Proben bewies, daß die Streckgrenze durch die Seitenstützung kaum beeinflußt wird: Der größte Unterschied war 1,6%. Die Genauigkeit ist also die gleiche wie bei anderen Werkstoffprüfungen; doch ist das Verfahren für Abnahmen nicht einfach genug. Das Prüfgerät besteht aus einem Druckstempel, die seitliche Stützung aus zahlreichen Stößeln, die in senkrechte U-Eisensäulen auf dem Gerättisch eingeschraubt sind. E. Foku 41 04 30

Wetter

Grenzzone der Vereisung. **T 1-P 44**

Filippo Eredia: L'isoterma zero a quota; Riv. aeron. Bd 16, N 10 (X 40), S 15/23 (9 S, 2 L, 7 Sk, 3 Sb).

Beim Aufsteigen der Luft durch die Null-Grad-Grenze gefriert der kondensierte Wasserdampf; es wird Wärme frei, und die Schicht von 0° wird dicker. Sie kennzeichnet sich durch Stratuswolken. Umgekehrt verstärkt sich diese Schicht nach unten bei Regen. Aufwind kann ihre Ausbildung verhindern. Auch durch Haufenwolkenbildung unterhalb der Schicht wird deren Anwachsen nach unten gehemmt (vgl. *W. Findeisen*, Meteorol. Z. II 40). Die Geländeform hat großen Einfluß; die Vereisungsgefahr ist in dieser Schicht, vor allem da, wo Wolkentürme hineinragen, größer als in den kälteren Schichten darüber. Daher empfiehlt sich ein Luft-Fernthermometer, das im Bereich von + 3° bis — 3° Warnlampen aufleuchten läßt. E. Foku 41 04 31



Geheimrat Professor Dr. J. Zenneck zum siebzigsten Geburtstage

Als Geheimrat *Zenneck* vor zehn Jahren seinen 60. Geburtstag feierte, brachten die deutschen Physiker und Techniker unter anderen guten Wünschen noch den besonderen zum Ausdruck, daß es ihm vergönnt sein möge, auch den 70. bei guter Gesundheit und in der alten körperlichen und geistigen Rüstigkeit zu begehen.

Dieser Wunsch ist in Erfüllung gegangen, und wir wollen dem Schicksal dankbar sein, daß uns Geheimrat *Zenneck* in unverwüstlicher Frische erhalten blieb. Jonathan *Zenneck* kann als Siebzigjähriger zurückblicken auf ein Leben voller Arbeit, aber auch auf große Erfolge in den verschiedensten Gebieten der Physik und der Technik, die er, wie selten ein Forscher, in gleicher und harmonischer Weise beherrscht und gefördert hat.



Bild: Akademie

Aus schwäbischem Geschlecht stammend — er wurde am 15. April 1871 in Ruppertshofen geboren — hatte er sich zunächst der Zoologie verschrieben, die ihn aber nicht dauernd zu fesseln vermochte: Er wurde Assistent bei Ferdinand *Braun* in Straßburg zu einer Zeit, als die stürmische Entwicklung auf dem Gebiet der jungen drahtlosen Telegraphie gerade eingesetzt hatte, der er dann den größten Teil seiner Lebensarbeit gewidmet hat. Eine große Zahl bahnbrechender Arbeiten legt Zeugnis ab von dem bei ihm so entwickelten experimentellen Geschick, der scharfen Logik und Kritik, mit der er an die Probleme der Forschung heranging.

Diesen Eigenschaften ist es zu verdanken, daß seine Arbeiten die Entwicklung der drahtlosen Technik richtunggebend bestimmt und gefördert haben.

Aber nicht nur auf diesem Gebiet, sondern auch auf vielen anderen hat er nicht nur im Laboratorium, sondern auch unmittelbar in der Praxis stehend außerordentlich erfolgreich gearbeitet. — Er steht vor uns nicht nur als Forscher von großem Format, sondern auch, was nicht immer der Fall ist, zur gleichen Zeit als ein hervorragender akademischer Lehrer, dessen Vorträge viele Zuhörer immer wieder restlos begeistert und zum wissenschaftlichen Denken angeregt und erzogen haben.

In den letzten Jahrzehnten hat er sich mit unveränderter Frische und Tatkraft, was an dieser Stelle besonders erwähnt werden soll, mit seinen Schülern der Erforschung der Ionosphäre zugewandt und Probleme gelöst, deren Ergebnisse für die Luftfahrt von größtem Interesse sind und es auch für die Zukunft bleiben werden.

Wir verehren in ihm aber nicht nur den großen Gelehrten und Lehrer, sondern auch den gütigen und sich immer gleich gebliebenen Menschen, dem verdiente Ehrungen und Auszeichnungen in reichem Maße zuteil geworden sind.

Die deutsche Wissenschaft dankt ihm für alles das, was er zu ihrer Förderung und zur Steigerung ihres Ansehens im In- und Ausland getan hat und wünscht ihm und sich selbst, daß er auch im nächsten Jahrzehnt so bleibt, wie er jetzt vor uns steht, körperlich und geistig frisch und getrieben von einem ungebändigten Schaffensdrang. *A. Esau.*

Schriften der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung

Die Deutsche Akademie der Luftfahrtforschung setzte die Veröffentlichung der auf den Wissenschaftssitzungen der Akademie gehaltenen Vorträge in ihrer Schriftenreihe fort. Wie in den ersten Schriften, die wir in Bd 7 (1940) N 3, S 88 besprochen haben, werden auch in den folgenden Heften Probleme der Grundlagenforschung für die Luftfahrt erörtert.

Heft 14. Heinrich *Helmbold*: „Das Widerstandsproblem der Flugmotorenkühlung".

Helmbold behandelt in seiner Mitteilung theoretisch den frei angeströmten Blockkühler und den eingebauten Kühler und bespricht im Anschluß daran auswertbare Sonderfälle.

Heft 15. Friedrich *Körber*: „Über den Dauerbruch metallischer Werkstoffe".

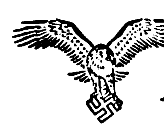
Der Vortrag gibt einen tiefen Einblick in das Wesen des Dauerbruchs metallischer Werkstoffe durch Wechselbeanspruchungen und versucht, den Mechanismus der sich dabei im Werkstoff vollziehenden Veränderungen zu klären. Auf die überragende Bedeutung der Dauerbruchgefahr hochbeanspruchter lebenswichtiger Teile des Flugzeugs braucht nicht besonders hingewiesen zu werden. An den Vortrag schloß sich eine ausführliche Aussprache an, in der vor allem auch die Bestimmung der Schadenslinie und die Trainierungsmöglichkeit besprochen wurde.

Heft 17. Adolf *Bestelmeyer*: „Grundlagen und Eigenschaften des Variometers".

Die Eigenschaften des Variometers, das die tatsächliche Vertikalgeschwindigkeit eines Flugzeugs anzeigen soll, werden auf Grund der Theorie und einiger experimenteller Werte kritisch betrachtet. Der Einfluß von Höhe, Temperatur, Luftfeuchtigkeit und Anzeigeverzögerung wird im einzelnen beschrieben.

Heft 19. Karl *Daeves*: „Zum Begriff des Normalen".

Daeves begründet in diesem allgemein interessierenden Vortrag seine Auffassung des „Normalen" als Kennwert einer Häufigkeitsverteilung und zeigt, daß die in den Naturwissenschaften oft angewendeten verwickelten und nicht eindeutigen Streuungsmaße der Variationsstatistik zweckmäßig durch Angabe des Mittenwertes und der Streuspanne, in deren Bereich 90 % der Werte liegen, ersetzt werden. Beide Kennwerte lassen sich für einfache und zusammengesetzte Kollektive aus der graphischen Darstellung der Verteilungen in besonderen Netzpapieren in einfacher Weise entnehmen. Sie bilden auch die Grundlage der Normung. Beispiele aus den Gebieten der Korrosionsforschung, von Blitzuntersuchungen, phonetischen Arbeiten, der Spektralanalyse und des Atomzerfalls zeigen die breite Anwendbarkeit und die heuristischen Möglichkeiten dieser Großzahl-Forschungsmethode. Für den Ingenieur sind die Ausführungen über Gleichmäßigkeit, Abnahmevorschriften und Schwachstellen-Forschung beachtlich. Dr. *Lö.*



Deutsche Akademie der Luftfahrtforschung

Die Tätigkeit der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung im Arbeitsjahr 1940/41

Die Arbeit der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung konnte im Arbeitsjahr 1940/41 in erfreulichem Maße gesteigert werden. Dies entsprach einem lebhaft geäußerten Wunsche der Mitglieder nach Gelegenheit zu wissenschaftlicher Aussprache gerade wegen der erhöhten Anspannung jedes einzelnen durch die Tagesaufgaben. Neben neun Wissenschaftssitzungen der ordentlichen Mitglieder fand eine Reihe größerer Arbeitstagungen statt, die als reine Diskussionstagungen durchgeführt und zu denen außer Mitgliedern auch freie Mitarbeiter der Akademie und Außenstehende hinzugezogen wurden. Während die ordentlichen Mitglieder in den Wissenschaftssitzungen diese über die neuesten Ergebnisse ihrer wissenschaftlichen Arbeit berichten und diese Sitzungen daher u. a. auch wesentlich dem Ziele dienen, die Wissenschaftler der einen Fachrichtung mit Arbeitsweise und Ergebnissen anderer Fachrichtungen vertraut zu machen, werden in den Arbeitstagungen jeweils besonders wichtige Probleme der Grundlagenforschung vor einem Kreis von Fachgenossen zur Diskussion gestellt. Hier kommt es also in erster Linie darauf an, bisher ungelöste Probleme durch wissenschaftliche Aussprache aller daran Arbeitenden der Lösung näherzuführen. Die Form der Arbeitstagungen hat sich organisch aus den Zusammenkünften der an den Gemeinschaftsarbeiten der Akademie Beteiligten entwickelt. Es kann schon heute gesagt werden, daß gerade diese Arbeitstagungen besonders fruchtbar gewesen sind und daß die Akademie mehrfach die neutrale Stätte für Aussprachen auf solchen Wissensgebieten bildete, die nicht allein die Luftfahrtwissenschaft und -technik berühren und die von den verschiedensten Wissensgebieten her in Angriff genommen werden müssen.

Auch die im Arbeitsjahr 1939/40 auf Anordnung des Präsidenten der Akademie, Reichsmarschall *Göring*, aufgenommenen Gemeinschaftsarbeiten konnten planmäßig fortgeführt werden. Insbesondere wurden die Aufgaben des Ausschusses für Stratosphärenforschung wesentlich gefördert; auf einem Teilgebiet wurden bereits vorläufige Ergebnisse erzielt und den interessierten Stellen zugeleitet. Die dadurch entlasteten Mitarbeiter konnten sich inzwischen der erweiterten Aufgabenstellung zuwenden. Die im Oktober 1939 gegründete Zentralstelle für Ionosphärenforschung der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung in München nahm ihre Tätigkeit im März 1940 auf. Sie hat ihre Hauptaufgabe. die verschiedenen deutschen Stellen der Ionosphärenforschung zu einer Zusammenarbeit zu führen, erfreulich fördern können. Auch eine Reihe ausländischer Stationen arbeitet mit dieser deutschen Zentralstelle durch regelmäßigen Austausch der Beobachtungsergebnisse zusammen. Eine Arbeitsgemeinschaft im Bereich der luftfahrtmedizinischen Forschung hat in kleineren Arbeitsgruppen wichtige Ergebnisse erzielt, die zu einer bedeutsamen Erweiterung der Fragestellung führten. Auf einem Sondergebiet, das die Aerodynamik mit einem anderen Fachgebiet verbindet, wurden die Arbeiten zu einem Teilergebnis geführt. Eine Gemeinschaftsarbeit auf dem Gebiet der Geschichte der Luftfahrtwissenschaft und -technik wurde vorbereitet.

Die Ergebnisse der Arbeiten der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung wurden wiederum in einer größeren Anzahl Hefte der „Schriften der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung" niedergelegt und durch den Buchhandel der Öffentlichkeit zugänglich gemacht. Die „Schriften" erscheinen im Kommissionsverlag von R. Oldenbourg, Berlin und München.

Die Akademie-Bibliothek wurde im Arbeitsjahr 1940/41 planmäßig ausgebaut. Der Bücherbestand nahm von 5800 Bänden Ende 1939/40 auf 8500 Bände Ende 1940/41 zu. 59 ausländische und 93 inländische Fachzeitschriften werden gehalten. Ein besonderer Nachtragskatalog mit den Angaben über das während des letzten Jahres beschaffte vornehmlich ausländische Schrifttum wurde allen Mitgliedern und Tauschstellen zugeleitet.

Die Deutsche Akademie der Luftfahrtforschung verlor durch den Tod am 8. April 1940 das ordentliche Mitglied General der Artillerie Karl *Becker* und am 26. April 1940 das ordentliche Mitglied Carl *Bosch*. Neue Mitglieder wurden im Berichtsjahr nicht ernannt.

Der Kreis der deutschen Mitglieder der Akademie setzte sich am 12. Januar 1941 wie folgt zusammen: Reichsmarschall Hermann *Göring* als Präsident, Generalfeldmarschall *Milch* und Professor *Messerschmitt* als Vizepräsidenten, der Kanzler, 1 Ehrenmitglied, 1 förderndes Mitglied, 13 außerordentliche Mitglieder, 1 ordentliches Mitglied auf Lebenszeit, 38 ordentliche und 45 korrespondierende Mitglieder.

BÜCHERSCHAU

Segelflug erobert die Welt. Von Georg *Brütting*. Zweite, ergänzte Auflage. Mit Beiträgen von Walter *Georgii*, Erich *Meyer* und Wolf *Hirth*. 240 Seiten mit 108 Abbildungen auf Tafeln und 11 Skizzen im Text. Verlag Knorr & Hirth, München. 1941. Preis: geb. 5,50 RM., geh. 4,50 RM.

Man glaubt es kaum, daß erst zwanzig Jahre vergangen sind, seitdem Oskar *Ursinus* im „Flugsport" einen Aufruf zu einem „Gleit- und Segelflugwettbewerb" auf der Wasserkuppe veröffentlichte. Wie es 1920 zu diesem ersten Wettbewerb kam, in dem junge Studenten und Weltkriegsflieger „mit um ein Vielfaches vermehrtem wissenschaftlichem Rüstzeug an die Fortsetzung des unterbrochenen persönlichen Studiums der Luft im Gleit- und Segelflug" herangingen, erzählt Erich *Meyer*, Dresden, der den erwähnten Aufruf zusammen mit Wolfgang *Klemperer* schrieb, in packender Schilderung. Bekannte Meister des Segelflugs teilen sich mit dem Herausgeber in der Aufgabe, vor dem Leser die einzelnen Stationen des imponierenden Aufstiegs der Segelflugbewegung und der gewaltigen Leistungssteigerung im motorlosen Flug erstehen zu lassen. Seit den Tagen des ersten „Rhön-Wettbewerbs" waren es deutsche Segelflieger, die bei dieser beispiellosen Entwicklung die Spitze bildeten und überall in der Welt zur segelfliegerischen Betätigung anregten.

Ein besonderer Abschnitt behandelt „Grundlagen und Grenzen"; er wurde von Professor *Georgii*, dem Leiter der „Deutschen Forschungsanstalt für Segelflug", geschrieben. der mit seinen Mitarbeitern immer wieder neue Möglichkeiten der Leistungssteigerung gezeigt und das Segelflugzeug zu einem wesentlichen und erfolgreichen Mittel der Luftfahrtforschung gemacht hat. Die nach kurzer Zeit mitten im Kriege notwendig gewordene zweite Auflage des Buches, die zahlreiche wertvolle Ergänzungen, u. a. einen weitgehend





Bild: JFM

Werdende Facharbeiter. *Genaue Beherrschung der Bedingungen der Präzisionsfabrikation ist eine der wichtigsten Grundlagen für den werdenden Facharbeiter*

neugestalteten Bilderteil enthält, ist ein Zeichen dafür, wie sich die Erkenntnis von der Bedeutung verbreitet, die dem Segelflug innerhalb der Entwicklung zur deutschen Luftmacht zukommt; sie zeigt aber auch, daß der Herausgeber durch die Art seiner Darstellung gewinnen half „Herzen und Jugend", wie es Generaloberst *Udet* in seinem Geleitwort dem Buche wünscht. Wenn erst dieser Krieg zu Ende ist, dürfte es an der Zeit sein, in einer dritten Auflage auch auf das Thema „Segelflug und Luftwaffe" einzugehen. *Sn.*

Grundlagen des Flugwesens. Von Dipl.-Ing. Karl *Wolfram.* 2., neubearbeitete und erweiterte Auflage. 124 Seiten mit 126 Abbildungen und Zeichnungen. Akademische Verlagsgesellschaft Athenaion, Potsdam. Preis: 1.40 RM.

Die Notwendigkeit eines handlichen und wohlfeilen fliegerischen Schulungsbüchleins soll nicht bestritten werden. Die Kapitel Geschichte der Luftfahrt, Technische Hilfsgebiete, Strömungslehre, Die Luftschraube, Die Baugruppen des Flugzeugs, Bordinstrumente, Werkstoffe der Flugzeugzelle, Einteilung der Flugzeuge und Flugzeugtypen enthalten das Wesentliche dieser Gebiete in gemeinverständlicher Darstellung. *Sn.*

Nauticus 1941. Jahrbuch für Deutschlands Seeinteressen. 24. Jahrgang. Herausgegeben auf Veranlassung des Oberkommandos der Kriegsmarine von Admiral z. V. Gottfried *Hansen.* 493 Seiten mit 86 Abbildungen. Verlag E. S. Mittler & Sohn, Berlin. 1941. Preis: geb. 4,50 RM.

Der „Nauticus" bringt in seinem 24. Jahrgang ein Bild des gesamten bisherigen Seekriegsverlaufs. Es folgen Abhandlungen über die völkerrechtlichen Grundlagen der deutschen Handelskriegführung 1939/40, die Flottenstützpunkte im neuzeitlichen Seekrieg, die Tätigkeit der deutschen Seewarte für Schiffahrt und Luftfahrt, das Gold in der Wehrwirtschaft u. a. m. Im Teil IV „Luftfahrt" findet sich eine Abhandlung von Prof. Dr. Carl *Pirath,* „Der Fernluftverkehr im Kriege", sowie ein Aufsatz von Dr. Johann *Pittner,* Wien, über „Die Luftfahrt in polaren Zonen". Auch die Arbeit von Prof. Dr.-Ing. Hubert *Schardin,* Ballistisches Institut der Luftkriegsakademie, Berlin-Gatow, „Über die Grundlagen für den gezielten Bombenwurf auf Kriegsschiffe", ist eigentlich diesem Teil zuzuzählen.

Die Bilderbeigaben sollen im wesentlichen der Ergänzung der Seekriegsschilderung dienen; sie sind aus den Aufnahmen der Kriegsberichter ausgewählt nach dem Gesichtspunkt, daß sie das Typische der jeweiligen Ereignisse am besten wiedergeben. Auch der neue Jahrgang des „Nauticus" wird weiterführen, was in den vorhergegangenen begonnen wurde: aufzuzeigen, was die See dem deutschen Volk bedeutet. *Sn.*

Kraftstoff-Handbuch. Von Ing. Franz *Jantsch.* 170 Seiten. Franckh'sche Verlagshandlung, Stuttgart. 1941. Preis: geb. 4,50 RM.

Das Handbuch ist aus dem Leuna-Kraftstoff-Handbuch entstanden, das 1936 und 1937 von der I. G. Farbenindustrie, Ludwigshafen, an viele Stellen, insbesondere an die motorisierten Abteilungen der Wehrmacht abgegeben wurde. In erweiterter und dem heutigen Entwicklungsstand entsprechender Fassung unterrichtet es über Wesen und Wirksamkeit der Kraftstoffe. Die Herstellungs- und Prüfverfahren der Kraftstoffe werden anschaulich erklärt, ihre richtige Auswahl in betriebstechnischer und wirtschaftlicher Hinsicht erläutert; außerdem wird gezeigt, wie Störungen zu vermeiden oder zu beseitigen sind. Übersichtliche Bilddarstellungen und Tabellen sowie eine ausführliche Inhaltsübersicht mit einem sorgsam ausgearbeiteten Sachweiser machen das Kraftstoff-Handbuch zu einem nicht zu umfangreichen, übersichtlichen Nachschlagewerk. *Sn.*

Die Kriegsmarine erobert Norwegens Fjorde. Erlebnisberichte von Mitkämpfern. Im Auftrage des Oberkommandos der Wehrmacht herausgegeben von Fregattenkapitän George *von Hase*. 436 Seiten mit 34 Abbildungen und 5 Karten. Verlag: v. Hase & Koehler, Leipzig. 1941. Preis: geb. 4,80 RM, kart. 3,80 RM.

In diesem Buch, das in das deutsche Volk Verständnis für den deutschen Freiheitskampf zur See tragen soll, hat die Front selbst das Wort, schreibt der Oberbefehlshaber der Kriegsmarine, Großadmiral *Raeder*, in seinem Vorwort. In Einzeldarstellungen schildern Mitkämpfer, die zum größeren Teil an verantwortlicher Stelle standen, die Unternehmungen, die zur Besetzung und Sicherung Norwegens und seiner Gewässer führten. Gerade jetzt, da sich dieses kühnste Unternehmen der deutschen Kriegsgeschichte jährt, wird die Erinnerung an den opferbereiten Einsatz der Kriegsmarine bei den Kämpfen um Oslo, Kristiansand, Stavanger, Bergen, Drontheim und Narvik wach. Die spannenden Erlebnisberichte dieses Buches verhehlen nicht, daß große Schwierigkeiten zu überwinden waren und kritische Lagen nur durch das Können und die Tapferkeit unserer Kriegsmarine gemeistert wurden. So gelang es, im Hinblick auf das Erreichte, mit geringen Opfern die britische Blockade zu sprengen und die Bedrohung Großdeutschlands von der nördlichen Flanke her zu beseitigen. *Sn.*

Geschichte des Einstand-Entfernungsmessers. Von Clemens *Münster*. Deutsches Museum, Abhandlungen und Berichte, Heft 4/1940. 36 Seiten mit 20 Abbildungen und einer Zahlentafel. VDI-Verlag G. m. b. H., Berlin. 1940. Preis: brosch. 0,90 RM.

Der Einstand-Entfernungsmesser ist für die Schiffsartillerie und Flakabwehr von größter Bedeutung. Nach einer kurzen Einführung in die Wirkungsweise des Entfernungsmessers gibt der Verfasser einen Überblick über dessen reiche Geschichte; dabei wird die Bedeutung des fast vergessenen Erfinders der Grundform des Entfernungsmessers, J. E. *Helfenzrieder*, nachgewiesen. Die Abhandlung schließt mit einer Übersicht über den praktischen Einsatz der Entfernungsmesser und ihre neueste Entwicklung. *Sn.*

Aufgaben und Formeln aus Aerodynamik und Flugmechanik. Von Gerhard *Siegel*. 181 Seiten mit 50 Abbildungen. Verlag R. Oldenbourg, München. 1940. Preis: br. 7 RM.

Das Erscheinen einer Aufgabensammlung dürfte insbesondere für Studierende des Luftfahrzeugbaues sehr willkommen sein. Der Verfasser hat aus den Gebieten der Aerodynamik, Flugmechanik und Belastungsfallrechnung 200 Aufgaben, meist aus der Praxis des Flugzeugbauers, zusammengestellt. Dadurch, daß jeder Aufgabe oder Aufgabengruppe die entsprechende Grundformel vorangesetzt ist, gewinnt die Schrift zugleich den Wert einer Formelsammlung. Für schwierigere Aufgaben wird die Lösung rechnerisch gezeigt, während im übrigen nur die Endergebnisse am Schluß des Buches verzeichnet sind. In einem Anhang finden sich Schaubilder und Zahlentafeln, die für die Durchführung der Rechnungen nützlich sind.

Der Schrift ist unter allen Studierenden der Luftfahrt eine gute Verbreitung zu wünschen; sie ist vor allem für das Selbststudium eine ausgezeichnete Hilfe. *R. Schulz.*

Umschlag:

Besprechung vor dem Feindflug. Bei den Flügen gegen England hat sich das Junkers Kampfflugzeug-Ju 88 erfolgreich bewährt



Bild: JFM

INHALT

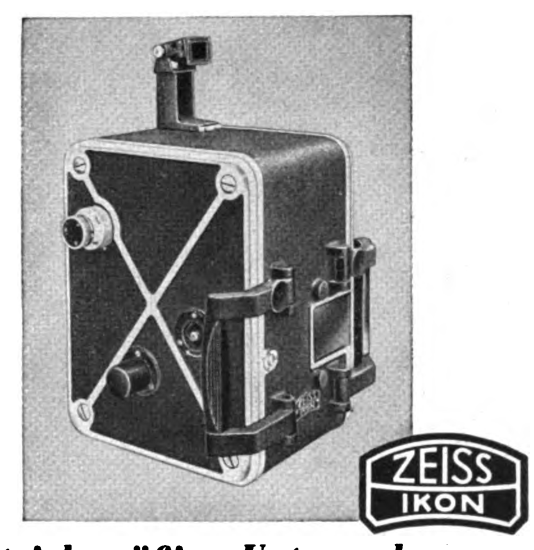
Hauptschriftleiter: O. Hollbach, z. Z. im Wehrdienst. Vertretung: K. Simon, Hauptschriftleiter i. N., Berlin-Zehlendorf. Zuschriften an die Schriftleitung unter: Berlin SW 68, Kochstr. 5. Fernruf: 19 45 00. Anzeigenleiter und verantwortlich für den Inhalt der Anzeigen: P. Falkenberg, Berlin W 62. Zur Zeit gilt Anzeigen-Preisliste Nr. 7. Druck: Ernst Siegfried Mittler und Sohn, Buchdruckerei, Berlin. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin SW 68.











Für betriebsmäßige Untersuchungen:

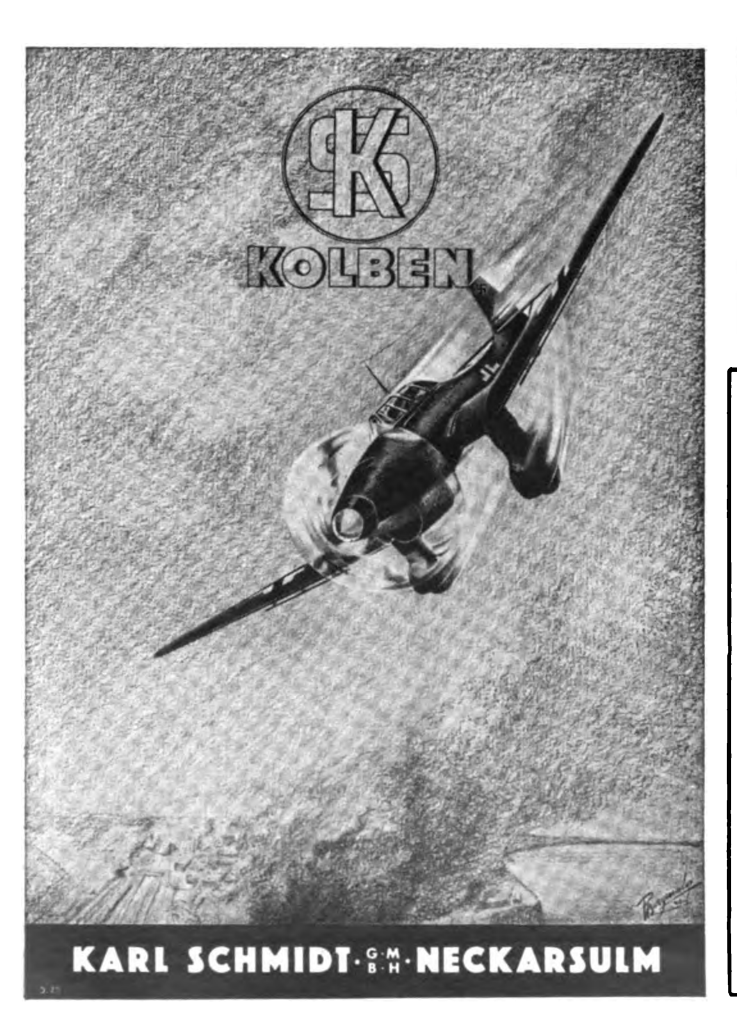
SCHMALFILM-ZEITLUPE

von Zeiss Ikon für den 16-mm-Film, die mit mechanischem Antrieb 1000 Bilder/Sek. erreicht. Sie ist somit unabhängig von elektrischen Anschlüssen, dabei leicht transportabel. Für besonders hohe Bildfrequenzen von 1500 und 3000/Sek. kann ein Elektromotor-Antrieb an das Spezialstativ angesetzt werden.

Auskünfte und Druckschriften von der

ZEISS IKON AG. DRESDEN - INSTRUMENTEN-ABT. S. 6


RUPPNABE
Für HOLZ- und
METALLPROPELLER
jeder Motorentype
Größte Betriebssicherheit
Erhöhte Wirtschaftlichkeit
ALBERT RUPP
Berlin-Neukölln 1 · Hermannstraße 48


KS
KOLBEN
KARL SCHMIDT · G·M·B·H · NECKARSULM


Pelikan Graphos
Der Tusche-Füllhalter mit auswechselbaren Stahlfedern für Kunstschrift und technisches Zeichnen. Ausführlichen Prospekt auf Wunsch
GÜNTHER WAGNER · HANNOVER


DKF
LAGERNADELN
DEUTSCHE KUGELLAGERFABRIK G.M.B.H.
BÖHLITZ - EHRENBERG

Auf den Millimeter genau!



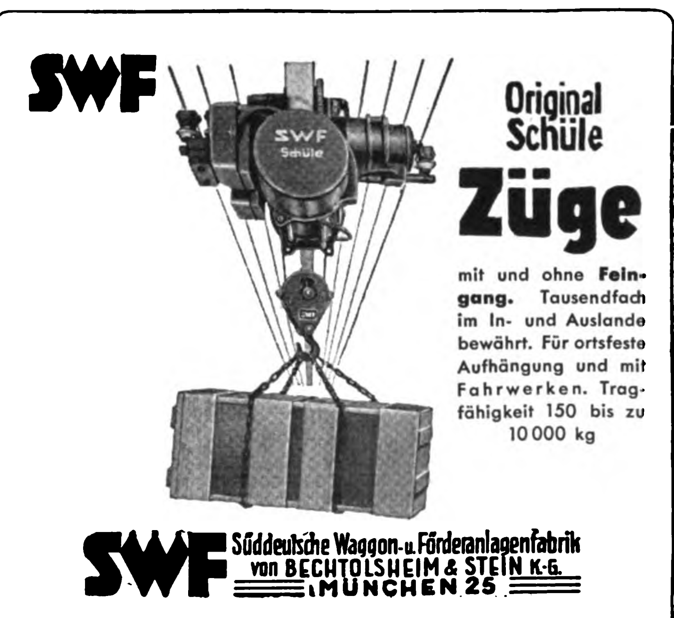
Eine große Erfahrung in der Verarbeitung radioaktiver Leuchtfarben und eine ständige Fabrikationskontrolle sichern die volle Wirksamkeit einer jeden Toran-Leuchtanlage.
Unsere in 25 Jahren erarbeitete Spezialerfahrung stellen wir Ihnen zur Verfügung. Ob es sich um die Kennzeichnung von Skalen und Gefahrenpunkten handelt oder um neue, andere Verwendungsmöglichkeiten zur Erhöhung der Sicherheit Ihres Betriebes — wir beraten Sie gern ausführlich und kostenlos.



Fordern Sie...
unsere Broschüre, die alles Wissenswerte über Helligkeitsgrade, Leuchtdauer und Wirtschaftlichkeit der verschiedenen Qualitäten enthält.








Fi 167 Mehrzweck-Flugzeug
GERHARD FIESELER WERKE GMBH KASSEL

DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN



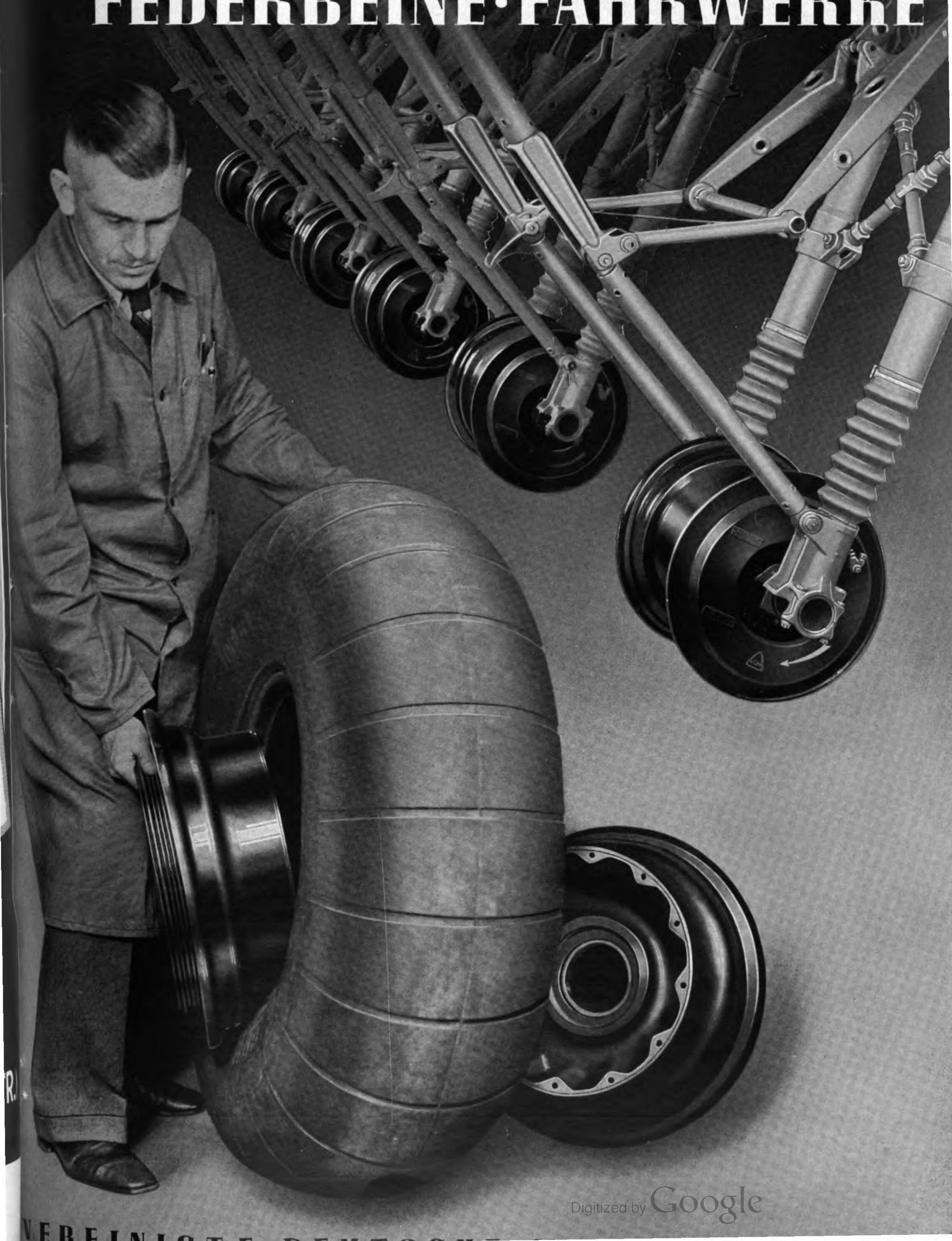
5

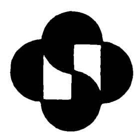
VERLAG E. S. MITTLER & SOHN BERLIN   PREIS RM 1,– IM AUSLAND RM 1,50

Spezial-Manschetten u. Dichtungen
für hydraulische Konstruktionen



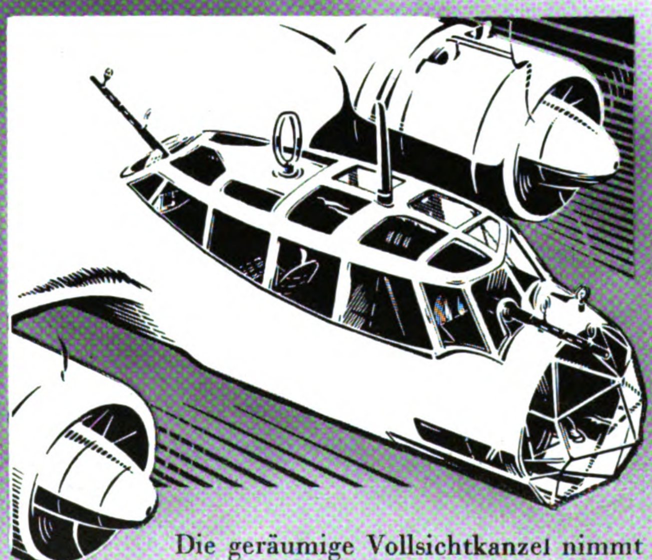
VDM FLUGZEUGRÄDER FEDERBEINE · FAHRWERKE






Geleitzüge in Nöten
Stukas räumen auf
47000 BRT aus stark gesicherten Geleitzügen
Stukas sprengen Geleitzüge
47000 BRT versenkt – Britische Schandtaten: Bomben
Erfolgsliste eines Stuka-
Stuka-Erfolge im Mittelmeer
Rollender Stuka-Einsatz gegen Malta
schwersten Kalibers auf Bahnhof und Fabrikanlage in Südostengland
Ju 87 versenkt
Stukas auch gegen
Angriffe im
JU 87
JU 88
JUNKERS
STUKAS -
eine wirksame Waffe zum deutschen Sieg!
Ob im Norden, Süden oder Westen – überall, wo es gilt, den Feind vernichtend zu schlagen, bahnen JUNKERS-STUKAS den Weg zum Sieg!
JUNKERS FLUGZEUG- UND -MOTORENWERKE A.-G., DESSAU



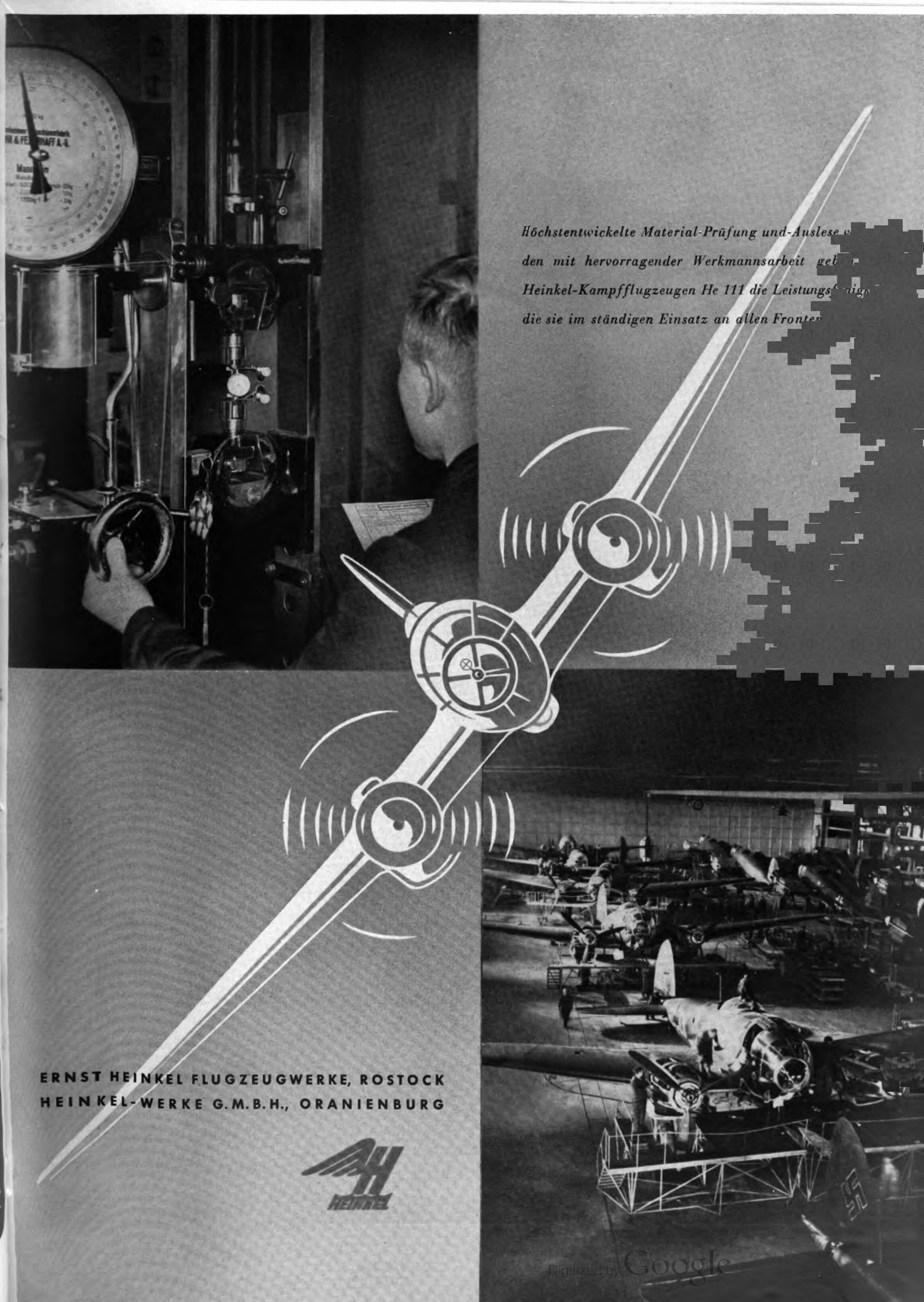


Kühler

HANS WINDHOFF AKTIENGESELLSCHAFT
BERLIN-SCHÖNEBERG



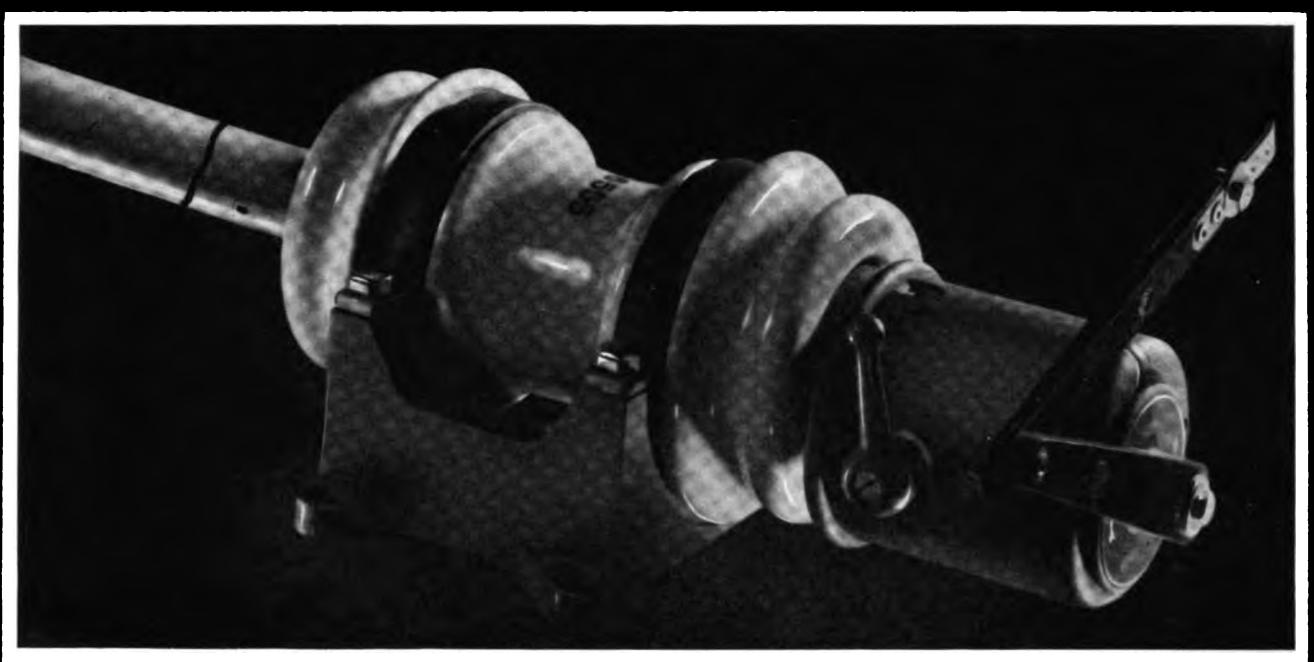



Höchstentwickelte Material-Prüfung und-Auslese
den mit hervorragender Werkmannsarbeit
Heinkel-Kampfflugzeugen He 111 die
die sie im ständigen Einsatz an allen
ERNST HEINKEL FLUGZEUGWERKE, ROSTOCK
HEINKEL-WERKE G.M.B.H., ORANIENBURG
HEINKEL


Für höchste Leistung
BEHR-KÜHLER
SÜDDEUTSCHE KÜHLERFABRIK JULIUS FR. BEHR STUTTGART-FEUERBACH



FERNKAMPFBOMBER FW200 C «CONDOR»
FOCKE-WULF FLUGZEUGBAU GMBH BREMEN



Antennenschacht ASch. 10

FRIESEKE & HÖPFNER

SPEZIALWERKE FÜR FLUGFUNKTECHNIK

POTSDAM - BABELSBERG





Diagramm der an einem Motor-Zylinderkopf auftretenden Beschleunigungen.

Ausschwingungsvorgang eines elastischen Körpers.

Druck-Zeit-Diagramm eines Dieselmotors.

Der **ZEISS IKON MOTOR-INDIKATOR**

in Verbindung mit der

REGISTRIER-CAMERA

zur piezo-elektrischen Aufnahme von Druck-, Kraft- und Beschleunigungs-Diagrammen.

Auskünfte durch die
ZEISS IKON AG. DRESDEN
Instrumenten-Abteilg. S. 6





Triebwerk- und Flugüberwachungsgeräte
*
Feingetriebe für Sonderzwecke
*
Elektrische und mechanische Temperaturregler für Kühl- und Schmierstoff
*
Prüfanlagen für Leitungen und Geräte
*
Prüfstände für Nah- und Ferndrehzahlmesser
*
Tachoskop, stroboskopisches Handgerät für Drehzahl- und Frequenzmessungen



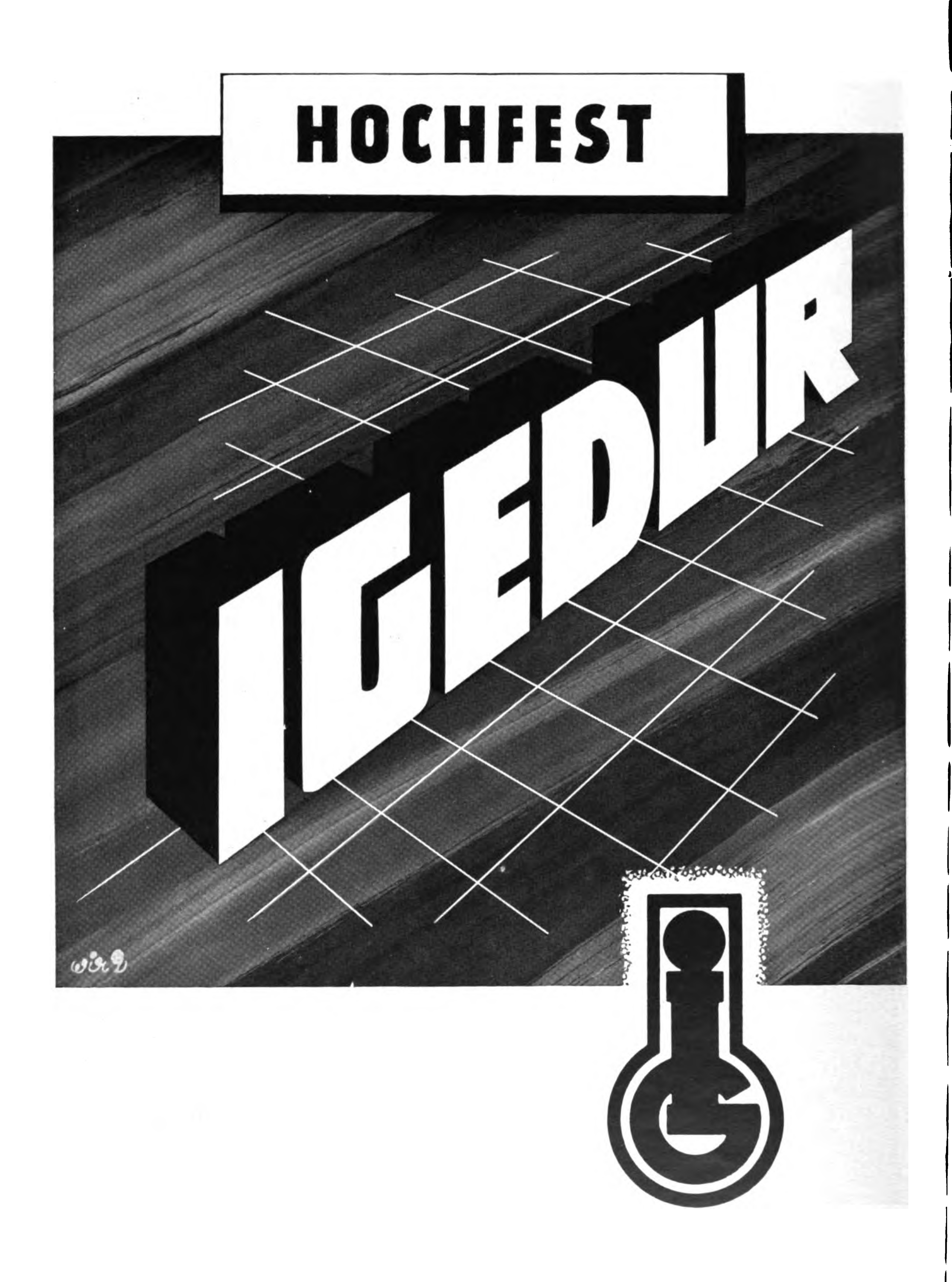
BRUHN-WERKE G.M.B.H.

Hauptverwaltung: Berlin-Schöneberg, Eisenacher Str. 56 / Ruf: 7725 88




NKF
LEICHTMETALL
BLECH-
VERFORMUNGEN
KÜHLER
AUS
LEICHTMETALL
NEUE KÜHLER- UND FLUGZEUGTEILE-FABRIKEN
KURT HODERMANN


V1


HOCHFEST
IGEDUR

DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN



MIT MITTEILUNGEN DER DEUTSCHEN AKADEMIE DER LUFTFAHRTFORSCHUNG
UND DER LILIENTHAL-GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRTFORSCHUNG

Herausgegeben unter Mitwirkung des Reichsluftfahrtministeriums. Hauptschriftleitung: Otto Hollbach

Luftwissen, Band 8 N 5, S 137/168 Berlin, Mai 1941

Siegreiche Luftwaffe auf dem Balkan

Der Versuch einer erneuten britischen Kriegsausweitung in Südosteuropa ist von der deutschen und italienischen Wehrmacht in wenigen Wochen zerschlagen worden. In zwölf Tagen wurde das serbische Heer zur Kapitulation gezwungen und Griechenland in wenig mehr als drei Wochen besetzt. Der Feldzug auf dem Balkan endete mit der Vertreibung des letzten Briten vom europäischen Kontinent.

Wie in den früheren Feldzügen dieses Krieges hatte die Luftwaffe auch hier wieder entscheidenden Anteil an der schnellen und siegreichen Durchführung der militärischen Operationen. Bei ihrem Einsatz auf dem Balkan waren die deutschen Luftwaffenverbände in zwei große Gruppen gegliedert, die unter dem Befehl des Generalobersten *Löhr* und des Generals der Flieger *v. Richthofen* standen. Den Oberbefehl führte der Reichsmarschall Hermann *Göring* und sein Chef des Generalstabes, General der Flieger *Jeschonnek*.

Im Feldzug gegen Serbien begannen die Operationen der Luftwaffe mit starken Angriffen gegen die militärischen Ziele der Festung Belgrad als dem Mittelpunkt des feindlichen Widerstandes. Die Folgen dieser Angriffe bestanden in einer weitgehenden Lähmung der Führung des Gegners. Durch die Zerstörung der in Belgrad zusammenlaufenden Nachrichtenverbindungen wurde schon nach wenigen Tagen eine einheitliche Befehlsgebung der feindlichen Führung unterbunden und damit die Auflösung des serbischen Heeres erheblich beschleunigt. Die Ausschaltung eines wesentlichen Teiles des serbischen Verkehrsnetzes in Belgrad verhinderte ferner die Vollendung des feindlichen Aufmarsches. Diese



Bild: PK-Röder-PBZ

Am 1. Mai 1941 meldete das Oberkommando der Wehrmacht das Ende des Feldzuges im Südosten, zu dem die deutsche Wehrmacht am 6. April 1941 angetreten war. — Aus Anlaß der abschließenden Parade vor Generalfeldmarschall List zogen unsere stolzen deutschen Kampfflugzeuge an der Akropolis, dem Wahrzeichen der Hauptstadt Griechenlands, vorbei



Bild: PK-OKW

Der Luftangriff auf Belgrad. Die jugoslawische Hauptstadt wurde am 6. April 1941 dreimal von deutschen Kampffliegerverbänden angegriffen. Das Luftbild deutscher Aufklärer zeigt die Wirkung der Angriffe auf die kriegswichtigen Anlagen der Stadt. Die Bombentreffer liegen einwandfrei in den Gleisanlagen und Güterschuppen des Hauptbahnhofs. Das Bahnhofsgebäude und die beiden Save-Brücken wurden geschont

Erfolge allein waren für die Führung der Operationen gegen Serbien von entscheidender Bedeutung.

Zugleich begann vom ersten Tage an die Bekämpfung der feindlichen Luftstreitkräfte und die Vernichtung ihrer Bodenorganisation. Zunächst wurden die Flugplätze in Süd- und Mittelserbien, später die in Bosnien und der Herzegowina angegriffen und der Gegner überall in der Luft bekämpft, wo er sich zeigte. Die Verluste des Gegners waren schon am ersten Tage außerordentlich hoch, wobei die Mehrzahl seiner Flugzeuge am Boden zerstört wurde. Praktisch hatte die deutsche Luftwaffe jederzeit die unumschränkte Luftherrschaft über dem Raum des ehemaligen Jugoslawiens. Der Gegner, obwohl zahlenmäßig durchaus beachtlich und zum großen Teil mit neuzeitlichem Gerät ausgerüstet, kam nicht dazu, ernstlichen Widerstand zu leisten. Seine Gegenwirkung blieb auf einige unbedeutsame Angriffsversuche auf die Südsteiermark und ungarisches Hoheitsgebiet beschränkt.

Unter diesen Umständen konnte die Luftwaffe vom Beginn der Operationen an den angreifenden Heeresverbänden jede Unterstützung zuteil werden lassen. Durch Fliegerverbände aller Art wurden feindliche Stellungen, Truppenansammlungen und Kolonnen sowie Verkehrsmittel mit größtem Erfolg bekämpft. Besonders Sturzkampfflieger zerbrachen durch ihre Angriffe auf den kampfungewohnten Gegner den Widerstand, bevor er überhaupt richtig zur Geltung kommen konnte. Vielfach begannen die serbischen Truppen schon unter der Wirkung der Luftangriffe sich aufzulösen.

Gegen Griechenland spielte sich der Einsatz der Luftwaffe in ähnlichen Formen ab. Von besonderer Bedeutung auf diesem Kriegsschauplatz war die Mithilfe der Luftwaffe beim Durchbruch durch die neuzeitlichen Befestigungsanlagen an der bulgarischen Grenze. Der Wirkung kraftvoller Sturzkampfangriffe war es hier zu verdanken, daß der Durchbruch mit verhältnismäßig sehr geringen Opfern in kurzer Zeit gelang. Auch Flakartillerie war an der Niederkämpfung des Feindwiderstandes mit Erfolg beteiligt. Die Unterstützung der Heeresverbände durch die Luftwaffe wurde bis zum Ende der Operationen fortgesetzt. Ebenso wie

in Serbien wurden ständig Flugplätze, Verkehrsanlagen, Truppenkolonnen und -ansammlungen aus der Luft bekämpft und zersprengt. Besonders der britische Gegner wurde auf seinem Rückzug zu den Einschiffungshäfen immer wieder aus der Luft gestellt. Infolge der ständigen Bekämpfung seiner Rückzugslinien gelang es ihm nicht, sich von den deutschen Vorausabteilungen zu lösen und ungestört die Häfen zu erreichen. Diese selbst lagen bereits nach den ersten Tagen des Vorgehens in Griechenland ständig unter schweren Angriffen der Luftwaffe, die sich vor allem gegen die Transportschiffe des britischen Expeditionskorps richteten. Im Piräus, vor Volos und anderen griechischen Häfen sowie besonders in den Gewässern der Ostküste Griechenlands gelang es den täglich angreifenden Kampf- und Sturzkampfflugzeugen, zahlreiche Transportdampfer und Hilfsschiffe zu versenken oder zu beschädigen. Insgesamt wurden während der Luftoperationen über griechischen Gewässern 75 Schiffe mit rund 400 000 BRT. versenkt und 147 Schiffe mit etwa 700 000 BRT. beschädigt.

Nicht zu vergessen ist ferner der Einsatz von Fallschirmjäger an der Landenge von Korinth. Diese Sonderabteilungen der Luftwaffe brachten den wichtigen Übergang nach dem Peloponnes überraschend in deutsche Hand und verhinderten damit ein Festsetzen der weichenden Briten an einer hierfür wie geschaffenen Stelle. Der Luftgegner in Griechenland war beachtlicher als der serbische. Die Entsendung einiger Verbände der Royal Air Force nach Griechenland war jedoch in jeder Beziehung ungenügend, so daß die deutsche Luftüberlegenheit zu keiner Stunde in Frage gestellt war. Die unumschränkte Luftherrschaft über dem griechischen Raum verhinderte auch, daß der deutsche Vormarsch aus der Luft kaum gestört wurde, obwohl geländemäßig die beste Gelegenheit dazu bestanden hätte.

Die Luftunterlegenheit der griechisch-britischen Luftstreitkräfte zeigte sich besonders folgenschwer während des Rückzuges des britischen Expeditionskorps. Gerade bei dieser Bewegung wäre eine britische Luftüberlegenheit die Voraussetzung für ein Gelingen gewesen. Daß die britische Führung, die von vornherein mit einem Rückzug aus Griechenland gerechnet hatte, ihren Truppen nicht einen genügenden Schutz aus der Luft angedeihen ließ, ist entweder als Zeichen der Schwäche oder als Beweis für eine schlechte Führung zu werten.

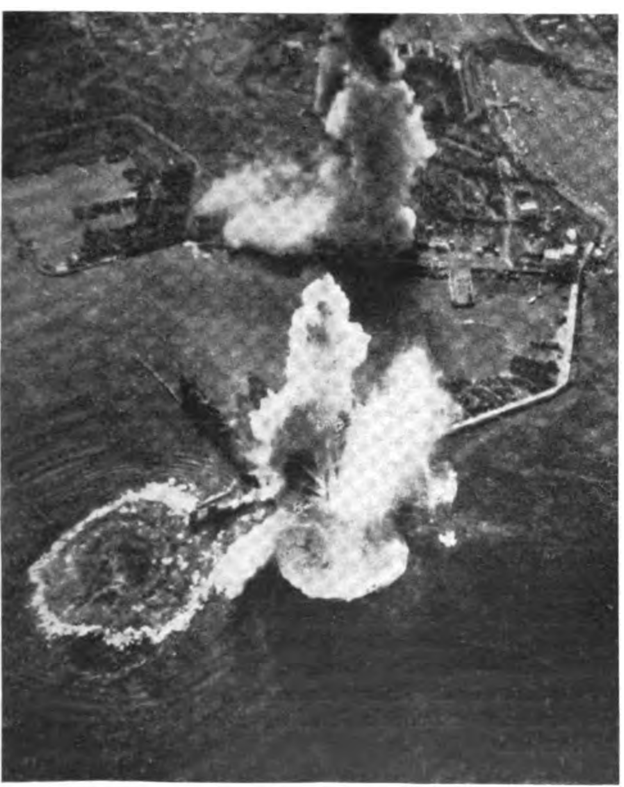


Bild: PK-Gallian-PBZ

Schiffe und Hafenanlagen von Piräus im Bombenhagel



Bild: PK-Hagens-OKW

An der Gruppenflagge vorbei rollen die Maschinen zum Start gegen den Feind

Die Gegenwirkung der britischen Luftstreitkräfte aus dem griechischen Raum war überhaupt nur sehr gering. Nachdem monatelang vorher von britischer Seite im Falle eines Kriegsausbruchs im Südosten mit Angriffen auf die rumänischen Ölfelder gedroht worden war, erfolgten in Wirklichkeit nur einige belanglose Angriffe auf die offene Stadt Sofia.

Die großen Erfolge der deutschen Luftwaffe auf dem südöstlichen Kriegsschauplatz waren nur möglich durch Überwindung von außerordentlichen Schwierigkeiten. Vor allem waren die fliegerischen Bedingungen selbst, unter denen die einzelnen Verbände der Luftwaffe ihren Angriff vortragen mußten, ungewöhnlich und schwierig. Die ungeheure Zerklüftung des Gebirgslandes Serbiens und Griechenlands im Zusammenhang mit den Witterungsbedingungen, die durch ein bereits subtropisches Klima beeinflußt sind, machte das Fliegen unter kriegsmäßigen Bedingungen zu einer wahren Kunst. Abgesehen davon, daß ein derartiges unbekanntes Gelände schwierigste Orientierungsverhältnisse bietet, stellt es sich dem Flieger selbst mit hundertfältigen Gefahren entgegen. An den steil aufragenden Gebirgsgraten finden sich Böenfelder von unheimlicher Gewalt. Der Sturzkampfflieger beispielsweise, der in ein solches Böenmeer hineinstürzt, unterliegt unabsehbaren Wirkungen der unbekannten Luftströmungen. Trotzdem haben die deutschen Sturzkampfflieger gerade im Hochgebirge genaue Angriffe gegen Bunkerstellungen vorgetragen. Kampf- und Jagdflugzeuge haben in engen Tälern im Tiefflug den Gegner angegriffen und dies, obwohl an vielen Tagen die Wetterlage derart schwierig war, daß unter friedensmäßigen Bedingungen sogar der Luftverkehr mit Schwierigkeiten zu kämpfen gehabt hätte. Nur eine unerhörte Einsatzbereitschaft, große Kriegserfahrung und sorgfältigste Ausbildung haben die deutsche Luftwaffe befähigt, im Gebirgskrieg des Südostens ebenso durchschlagende Erfolge zu erzielen wie vordem in Polen und Frankreich.

R. S.

Eine „Spitfire" versucht eine He 111 anzugreifen. Sofort jagt ihr der Beobachter seine gut gezielten Feuerstöße entgegen. Ein wilder Kurvenkampf entwickelt sich. Plötzlich eine dicke Rauchfahne; der Jäger ist getroffen

Der Luftkrieg im April 1941

Zwei große militärische Ereignisse beherrschen den April: Der in nur 25 Tagen beendete Balkanfeldzug, ein selbst nach den bisherigen Erfolgen der deutschen Wehrmacht überwältigender Sieg, und die für einen Zeitraum von nur 30 Tagen einen Rekord darstellende Versenkung von über einer Million Bruttoregistertonnen feindlichen oder dem Feinde nutzbaren Handelsschiffsraums. An beiden Ereignissen hatte die Luftwaffe entscheidenden Anteil in einem Umfang, der die Behauptung rechtfertigt, daß eine derartig erfolgreiche Aktionsfähigkeit eines noch so jungen Wehrmachtteiles selbst nach den schon vorher gewonnenen Erfahrungen überall in der Welt Überraschung auslösen mußte. So wenig die unerreichten Leistungen des Heeres, insbesondere der Gebirgs- und Panzertruppen, geschmälert werden sollen, so sehr liegt auf der Hand, daß es ohne große Blutopfer kaum möglich gewesen wäre, in nur 12 Tagen Serbien und in weiteren 14 Tagen Griechenland zur Kapitulation zu zwingen und die letzten Reste des britischen Expeditionskorps auf dem Balkan zu vernichten, wenn nicht die Luftwaffe in dem schwierigen, für hinhaltenden Widerstand denkbar günstigen Gelände jede Befestigung, jeden Bunker, jedes Widerstandsnest, vorrückende Verstärkungen und darüber hinaus alle rückwärtigen Verbindungen des Feindes von der ersten Stunde des Feldzuges an unaufhörlich kontrolliert und in rollenden Einsätzen zerschlagen hätte.

Die bis heute schon vom Südost-Kriegsschauplatz vorliegenden PK-Berichte legen davon beredtes Zeugnis ab. Es sei nur erinnert an den vernichtenden Großangriff auf Belgrad am 6. April, der den gesamten politischen und teilweise auch militärischen Führungsapparat der Serben in Stunden lähmte; an die Maßarbeit der Stukas, die jeden einzelnen Bunker der für unüberwindlich gehaltenen Metaxas-Linie zertrümmerten; an die unaufhörlichen Angriffe der Kampf- und Zerstörerverbände, die den sich zurückziehenden Gegner Tag und Nacht nicht zur Ruhe kommen ließen und so jeden Gedanken an ein erneutes Festsetzen im Keime erstickten; und schließlich an die Zerschlagung der britischen Transportflotte in der Aegäis, die im ersten Stadium des Feldzuges ein Heranbringen weiterer Verstärkungen unmöglich machte und später die schmähliche Flucht der Briten zu einer in ihren Folgen noch nicht übersehbaren Katastrophe werden ließ. Nur durch die Mitwirkung der Luftwaffe war es möglich, Geländeschwierigkeiten zu überwinden, die auch ohne Feindwiderstand marschierenden Heersäulen die denkbar größten Hindernisse bedeuten mußten.

Wie sehr der Gegner die Möglichkeiten, die für die deutsche Kriegführung im Besitz einer weit überlegenen Luftwaffe begründet lagen, unterschätzte, geht wohl am eindeutigsten daraus hervor, daß man besonders in London davon überzeugt war, die Verhältnisse des Weltkrieges, in dem die Luftwaffe wenigstens auf dem Balkan nur eine bescheidene Rolle gespielt hatte, zugrunde legen zu können und zu dem Schluß kam, daß die gelungene Aufwiegelung der Belgrader Putschgenerale Deutschland monatelang im Südosten binden müsse. Wohl hatte auch die junge deutsche Wehrmacht im Gebirgskrieg noch keine praktische Erfahrung, wenn man von den völlig anders gearteten Verhältnissen des Norwegenfeldzuges absehen will; aber die Überzeugung von der sich allen Lagen anpassenden Verwendungsfähigkeit der Luftwaffe ließ Operationspläne entstehen und erfolgreich durchführen, die — wie alle bisherigen Feldzüge dieses Krieges — nun auch im Gebirgskrieg eine neue Epoche beginnen lassen, die durch den entscheidenden Einsatz der Luftwaffe gekennzeichnet ist.



Vergeltungsschläge auf London.

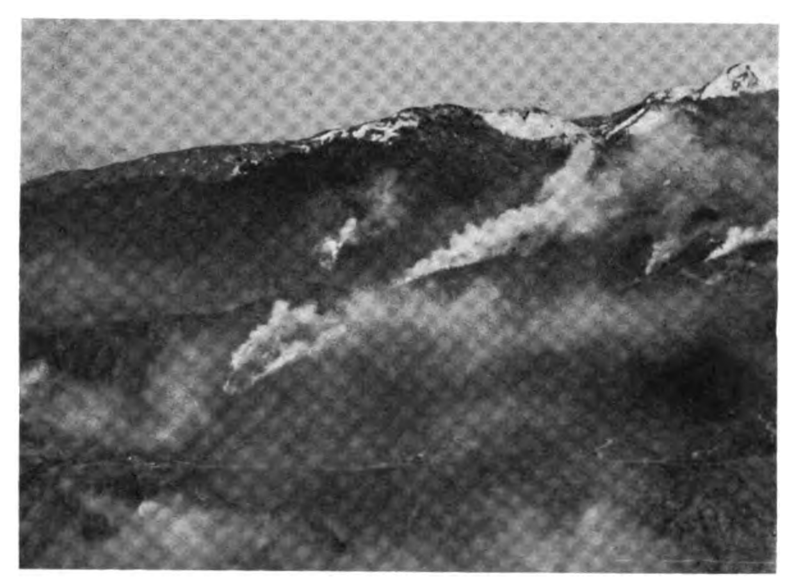
Die zweite Überraschung für das gegnerische Lager war die Stärke der deutschen Luftwaffe, deren Schleier im April wenigstens zu einem Teil gelüftet wurde. Churchill bezeichnete die Belgrader Revolte kurz nach ihrem Bekanntwerden vor dem Unterhaus als eine „erfreuliche Nachricht". Wenig später erklärte er auch, warum: Der nun unvermeidliche Krieg in Südosteuropa werde auch den gegen England eingesetzten deutschen Luftstreitkräften derart viele Einheiten entziehen, daß nunmehr endgültig die Luftüberlegenheit der RAF über dem Mutterland sichergestellt sei. Es waren auch gerade erst vier Tage vergangen, daß die deutsche Wehrmacht auf dem Balkan zum Gegenangriff angetreten war, als England die ersten Konsequenzen aus seinem Trugschluß zu ziehen begann. Ein Angriff gegen die Reichshauptstadt in der Nacht zum 10. April forderte unter der Zivilbevölkerung erfreulicherweise nur wenige Opfer, traf und zerstörte aber eine Anzahl bekannter öffentlicher und kulturhistorisch wertvoller Gebäude, Kirchen und Museen. London jubelte — 7 Tage — bis sich am Morgen des 17. April nach dem bisher fürchterlichsten Vergeltungsangriff der deutschen Luftwaffe ungeheure Rauchberge über die ganze Stadt wälzten, an allen Ecken und Enden Großfeuer tobten und zahlreiche Straßen für Tage durch haushohe Schuttmassen unbegehbar geworden waren.

Aber schon in der nächsten Nacht versuchten wieder einige britische Flugzeuge Berlin zu erreichen. Wohl waren die Schäden nicht so groß wie in der Nacht zum 10. April; aber wieder wurden öffentliche Gebäude und Wohnhäuser getroffen. Aber schon in der übernächsten Nacht mußte London erleben, daß auch die Wucht des furchtbaren Vergeltungsangriffs am 16./17. April noch zu steigern war. Über-

Links: Einlegen der Brandbomben in die Schüttkästen



Vormarsch in Serbien. Im Schutz der Flakartillerie überwanden unsere Panzer die höchsten Gebirgspässe des Balkans, um gegen Serbien vorstoßen zu können



Wirkung der Stuka-Bomben auf die Metaxas-Linie

einstimmend erklärten neutrale Berichterstatter aus der britischen Reichshauptstadt, daß dieser zweite Vergeltungsschlag im April noch härter getroffen habe als der erste. Darüber führte die „durch den Balkanfeldzug geschwächte" deutsche Luftwaffe im April fünf schwere Angriffe in nur einer Woche. Der Großangriff am 21. April auf den wichtigen Kriegshafen Plymouth zerstörte weite Teile derart, daß die Stadt z. T. evakuiert wurde. Weitere Großangriffe richteten sich gegen Belfast, Portsmouth, Bristol, Liverpool, Great Yarmouth, Ipswich, Harwich und vor allem zahlreiche Flugplätze und Industriewerke in Süd- und Mittelengland. Vorliegende Zielfotos lassen das Ausmaß der Zerstörungen in den genannten Städten erkennen.

Ein britisches Schiff nach dem andern versinkt.

Wie sehr das aber auch alles England auf den Weg zum Abgrund weiterführt, der schwerste Schlag für die Seemacht Großbritannien ist der ständig größer werdende Erfolg, den deutsche See- und Luftstreitkräfte mit Schiffsversenkungen erzielen. Die Rekordversenkungsziffer vom April bedeutet zunächst eine weitere Unterstreichung des Irrtums, dem sich die Briten hingaben, als sie auf eine Schwächung der deutschen Luftmacht durch den Balkanfeldzug hofften; denn wenn auch im Seekrieg bisher schon die Luftwaffe erstaunliche Erfolge erzielen konnte, so mußte sie den Löwenanteil der Versenkungen doch den Über- und Unterwasserstreitkräften der Kriegsmarine überlassen. Im April konnte die Luftwaffe den größten Hundertsatz der Versenkungen für sich buchen, vor allem durch die schweren Schläge, die der fliehenden britischen Transportflotte im Ostmittelmeer zugefügt werden konnten.

Die erneute Bestätigung, daß man sich geirrt hat, hat für England mehr als nur theoretischen Wert. In der Praxis bedeutet sie den erneuten totalen Verlust von 1 Million BRT. und das Ausfallen einer großen Anzahl weiterer Handelsschiffe. Bis zum 31. März 1941 bezifferte das Oberkommando der Wehrmacht die Verluste der britischen Schiffahrt seit Kriegsbeginn, die von deutscher Seite einwandfrei festgestellt werden konnten, mit knapp 10 Millionen BRT. Dazu kommen die Versenkungen im April, ferner die seit dem 1. 9. 39 gekaperten Feindschiffe mit knapp



Nach dem Stuka-Angriff ist der Festungsberg in Rauch und Dreck gehült

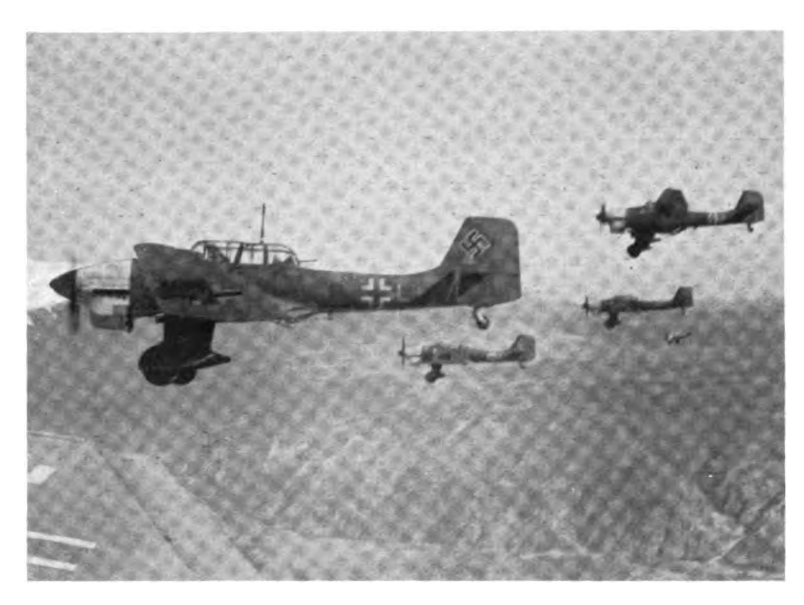


Im Tiefangriff gegen die feindliche Linie. Die begleitenden Zerstörer, die den Kampfflugzeugen Schutz gegen Jäger bieten, stoßen mit herunter und unterstützen die Bombenwirkung mit eigenen schweren Maschinenwaffen

Bilder: (1) PK-OKW, (1) PK-Dick-PBZ, (1) PK-Lorenz-OKW, (1) PK-Baier-OKW, (1) PK-Wundshammer-OKW, (1) PK-Heuner-OKW, (1) PK-Eickstedt-OKW, (1) PK-Klos-PBZ

2 Millionen BRT. und all die Verluste durch Bombentreffer in Häfen und durch Minen, die nicht mit Bestimmtheit festgestellt werden konnten. Aber schon am 6. November vergangenen Jahres rechnete das OKW. neben 7,16 Millionen BRT. sicher versenkten Schiffsraum mit weiteren 3 Millionen BRT., die mit größter Wahrscheinlichkeit darüber hinaus vernichtet wurden. Dieser Anteil von wahrscheinlich versenkten Schiffen ist im verflossenen Halbjahr bestimmt noch erheblich gestiegen.

Schon einmal wurden an dieser Stelle die englischen Nachbaumöglichkeiten untersucht. Unter Berücksichtigung der unter diesem Gesichtspunkt neue Bedeutung erlangenden deutschen Luftangriffe gerade auf englische Hafen- und Werftanlagen und der allein im April 1941 anfallenden großen Anzahl von Schiffen, die dringend der Reparatur bedürfen, sowie der Tatsache, daß im letzten Friedensjahr in England nur etwa 1 Million BRT. vom Stapel liefen, ist der Schluß nicht zu kühn, daß England heute unter wesentlich schwierigeren Rohstoff-, Arbeits- und Arbeiterverhältnissen eher weniger, sicher aber nicht mehr Schiffe neu bauen kann. Diese geringe Produktion wird aber mehr als kompensiert durch den Bedarf an Hilfskriegsschiffen der britischen Marine, der selbst von englischer Seite mit über 2 Millionen BRT. angegeben wurde, die somit der Handelsschiffahrt verlorengehen.



Deutsche Sturzkampfflugzeuge im Anflug auf Bergstellungen im Südosten

Daß England sich heute schon in dieser ausweglosen Lage befindet, ist zu einem erheblichen Teil das Verdienst der deutschen Luftwaffe. Nachdem der Norwegenfeldzug die vorher lang umstrittene Frage, welche Wirkungsmöglichkeit die Luftwaffe einer Flotte gegenüber besitzt, zugunsten der Luftmacht geklärt hatte, nachdem die vergangenen 12 Monate die Bedeutung der Zusammenarbeit zwischen Kriegsmarine und Luftwaffe im Handelskrieg bewiesen und damit der letzteren eine neue und für den Endsieg höchst wichtige Aufgabe zugewiesen hatten, zeigte der April in durch nichts zu überbietender Deutlichkeit, daß Deutschland neben den so sehr gefürchteten U-Booten im Flugzeug über eine weitere wirksame Waffe verfügt, die sich gerade am wunden Punkt Englands, an seinen überseeischen Zufuhren, im höchsten Maße bewährt hat.

Reiner Hofmann-Credner.

Gebirgsjäger beobachten die Wirkung der Stuka-Angriffe

Generaloberst Udet
Dr.-Ing. E. h. der Technischen Hochschule München

Die 2. Wissenschaftssitzung der Ordentlichen Mitglieder der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung am 25. 4. 1941 gab Gelegenheit zur Ehrung zweier verdienter Mitglieder. Das Ordentliche Mitglied der Akademie Geh. Regierungsrat Professor Dr. Dr.-Ing. E. h. Jonathan Z e n n e c k vollendete am 15. 4. sein 70. Lebensjahr. Professor Dr. P o h l ehrte in seiner Ansprache den Wissenschaftler und Menschen Zenneck. Der Generalluftzeugmeister Generaloberst U d e t, der als Außerordentliches Mitglied der Akademie angehört, wurde am 26. 4. 1941 45 Jahre alt. Die Technische Hochschule München verlieh Generaloberst U d e t aus diesem Anlaß „für seine großen Verdienste um den Aufbau der deutschen Luftwaffentechnik und deren Einsatz im Kriege" die Würde eines Doktor-Ingenieurs ehrenhalber. Der Rektor der Technischen Hochschule München, Professor Dr.-Ing. P i s t o r, übermittelte diese Ehrung auf der von Professor Dr.-Ing. E. h. M e s s e r s c h m i t t als Vizepräsidenten der Akademie geleiteten Sitzung. Anschließend würdigte der Kanzler der Akademie, Ministerialdirigent B a e u m k e r, Persönlichkeitsentwicklung und Leistungen des Fliegers und Ingenieurs U d e t. Professor G e o r g i überbrachte die Glückwünsche der Luftfahrtforschungsanstalten, Geheimrat Z e n n e c k die der Lilienthal-Gesellschaft. Wir bringen die Ausführungen des Kanzlers der Akademie im Auszug.

Die Schriftleitung.

Nachdem der Kanzler das Außerordentliche Mitglied der Akademie, Generaloberst *Udet*, als Beispiel bezeichnet hatte, daß der durch die Luftfahrt geprägte moderne Mensch eine andere Bewertung erfordert, als sie unserem Urteil über menschliche Fähigkeiten in der Vergangenheit zugrunde gelegt wurde, ging er auf die drei Abschnitte von völlig verschiedener Bedeutung ein, in die sich das Leben *Udets* gliedert. Jeder Abschnitt trage die Note einer persönlichen Eigenart von ganz besonderer Prägung.

„Bereits der erste Abschnitt, der am Kriegsende mit dem 23. Lebensjahr beendet wurde, sah Ernst *Udet* auf der Höhe eines Ruhmes, der vor ihm nur von Oswald *Boelcke* und Manfred *von Richthofen* erreicht wurde: Mit 61 Luftsiegen kehrte er noch als junger Mensch ungeschlagen aus dem Weltkriege als derjenige Fliegeroffizier zurück, der nach Manfred *von Richthofen* die größten Erfolge im Kampfe aufzuweisen hatte. Schon mit 21 Jahren trug Ernst *Udet* den höchsten deutschen Kriegsorden, den Orden Pour le mérite!

Diese Erfolge sind ihm in dem bisher schwersten Kampfe eines Volkes in der Geschichte der Menschheit nicht ohne den äußersten Einsatz seiner geistigen Kräfte und körperlichen Fähigkeiten beschieden gewesen. In diesem jungen Menschen war alles vereint, was die Vorbedingung eines solchen einzigartigen Erfolges zur Voraussetzung hatte: Hervorragendes fliegerisches Können, ergänzt durch das für hohe Leistungen erforderliche fliegerische Gefühl, das scharfe Auge des Schützen, eine hervorragende Urteilsfähigkeit über Entwicklung und Ablauf der Luftkämpfe größerer Verbände gegeneinander und eine mitreißende Führerpersönlichkeit, die sowohl mit den Mitteln der Kameradschaft als auch der militärischen Autorität aus allen Mitarbeitern und Untergebenen höchste Leistungen herauszuholen vermochte.

Im Zusammenbruch des Bismarckschen Reiches gingen auch die Hoffnungen der Besten in unserer deutschen Jugend zunächst zugrunde. Mit der aus dem Felde insgesamt ungeschlagen in die Heimat zurückkehrenden Wehrmacht führte auch Ernst *Udets* Weg in eine von revolutionären Wirren und wirtschaftlichen Zusammenbrüchen erfüllte Zeit der Ungewißheiten und Zufälle. Aber gleich der mit ihm zurückgekehrten jungen Frontgeneration gab es auch für ihn keine innere Unsicherheit und keine Hoffnungslosigkeit. Mochten auch die Schwachen oft der Verzweiflung und Willenlosigkeit erliegen — Persönlichkeiten seines Schlages waren dazu berufen, sich persönlich durchzusetzen und gleichzeitig Kameraden aus der alten Kampfzeit zu neuem Tun mitzureißen.

So gründete *Udet* nach einiger Zeit der Orientierung und des Zuwartens ein eigenes Flugzeugunternehmen, den Udet-Flugzeugbau in seiner Heimatstadt München. Was ihm vorschwebte, war die Schaffung von Flugzeugen, die die Vorbedingung für einen Wiederaufbau der deutschen Luftfahrt durch Schulung der Jugend im Luftfahrtgedanken ermöglichen sollten. Daneben wandte er sich Flugzeugproblemen des Luftverkehrs zu. — Mit dem Flugzeug Udet-„Flamingo", das unter starker persönlicher Mitwirkung von jungen Kräften gebaut wurde, ist dann ein Flugzeug geschaffen worden, das ein Jahrzehnt die gesamte Fliegerschulung Deutschlands beherrschen sollte und das auch als Sport- und Kunstflugzeug allenthalben in der Welt der deutschen Luftfahrt wieder Ansehen verschaffen sollte. Nicht mehr festzustellen ist die auf dem „Flamingo" geschulte Zahl derjenigen Persönlichkeiten, die sich nach dem verlorenen Kriege dem Flugdienst neu zuwandten und später als Flugkapitäne im Luftverkehr der ganzen Welt, sodann auch im Sportflug und in der Fliegerschulung Verwendung fanden, und die bei der Wiederaufrüstung Deutschlands nach der Machtergreifung nächst den älteren Weltkriegsfliegern den Grundstock für das leitende Personal der neuen Luftwaffe bildeten.

Mit dem Flugzeug „Kolibri" gab *Udet* nach dem in erster Linie durch studentischen Nachwuchs bewirkten Aufschwung der Segelflugbewegung in Deutschland diesem neuen technischen Zweige eine besondere Richtung: Die Verbindung segelfliegerischer Aufgaben mit einem Leichtflugzeug des Motorsports.

Das Verkehrsflugzeug „Condor" trug als viermotoriges Flugzeug mit Druckschrauben technische Merkmale, die die spätere Entwicklung des Verkehrsflugzeuges wie Kriegsflugzeuges in einer sehr frühen Zeit voraus empfanden. Wenn diese Entwicklung nicht zum Abschluß gebracht werden konnte, so lag dies nicht an der Arbeitsweise der jungen Udet-Flugzeugwerke bzw. an der gewählten technischen Lösung, sondern an der Ungunst der Zeitumstände, die der Bildung neuer Erzeugerstätten für Luftfahrzeuge aus falscher politischer und wirtschaftlicher Einstellung heraus im innersten feindlich gesonnen war.

Ernst *Udet* mußte sich damit neuer Betätigung zuwenden. Er fand hierzu einen Weg, den ihm die in seinem Innern wohnenden künstlerischen Kräfte in Verbindung mit einer natürlichen heiteren Lebensfreude nahe brachten: Er nahm an Unternehmungen teil, die ihm die Möglichkeit gaben, das Flugzeug neuen Aufgaben im Hochgebirge, im fernen Grönlandeis und in den Jagdgebieten des inneren Afrikas zuzuführen. Der große amerikanische Kontinent wurde in Nord und Süd von ihm durchstreift. Mit seinen Beschreibungen in Büchern, mit Filmen und Bildern, vor allem aber mit lebendigen Erzählungen im engeren Bekannten- oder Freundeskreis hat er seine Eindrücke in ursprünglicher und farbenfroher Form weitesten Kreisen erschlossen. Gerade hierdurch auch kam er der heranwachsenden Jugend besonders nahe, die in dem tapferen Flieger des Weltkrieges schon mehr etwas Mythisches, in dem lebensfrohen, sein Leben im Flugdienst einsetzenden Weltreisenden dagegen etwas höchst Reales und Gegenwärtiges erblickte. So sind diese bis zur Machtergreifung verbrachten Nachkriegsjahre als Ernst *Udets* zweiter Lebensabschnitt für die Förderung des Luftfahrtgedankens in dem sich zur Selbstbefreiung aus fremden Fesseln rüstenden deutschen Vaterlande von großem Wert gewesen.



Im letzten Jahre des Weltkrieges war *Udet* auf Grund seiner überragenden kämpferischen Leistungen zum Staffelführer im Jagdgeschwader Richthofen ernannt worden, also in demjenigen Geschwader, das die Tradition des größten Jagdfliegers des Weltkrieges zu wahren hatte. Hierin lag eine außerordentliche Auszeichnung, denn der Name dieses Geschwaders allein war bereits — wie geschichtlich feststeht — der Schrecken aller Feinde. Kommandeur dieses Jagdgeschwaders war als zweiter Nachfolger Richthofens der Oberleutnant Hermann *Göring*, heute Reichsmarschall des Großdeutschen Reiches und Präsident unserer Akademie.

Als Hermann *Göring* vom Führer der Auftrag zuteil wurde, eine großdeutsche Luftwaffe zu schaffen, beauftragte er Ernst *Udet* zunächst mit einer wichtigen militärischen Aufgabe: Er ernannte ihn zum Inspekteur der Jagd- und Sturzkampfflieger, nachdem er sich von der Wichtigkeit der von *Udet* gemachten Vorschläge über die Ausgestaltung der neuen Waffe überzeugt hatte."

Der Kanzler nannte es dann ein *historisches* Verdienst *Udets*, daß er den Nachweis für die Bedeutung des Sturzkampfflugzeuges durch technische Versuche und kriegsgemäße Vorführung frühzeitig geführt hat und daß er hierdurch bei unserem Reichsmarschall den Anstoß gab, die Entwicklung dieses neuen Kampfmittels in großzügiger Weise zu fördern.

„Wenn die festen Stellungen unserer Feinde in Polen, Holland, Flandern und Frankreich, in allerletzter Zeit dann wieder im rauhen und zerklüfteten Berggelände des Balkans durch Sturzkampfflugzeuge zertrommelt werden konnte, wenn in den heißen sandigen Häfen Afrikas die Ausladungen und Einladungen des Gegners zersprengt wurden, so ist dies der taktischen Einsicht und technischen Phantasie *Udets* in den Zeiten des Aufbaues der neuen Luftwaffe zuzuschreiben. Die kriegsgeschichtliche Forschung wird in späterer Zeit sich dieser Tatsache noch oft erinnern.

Diese Leistungen und weitere Erfolge anderer Art veranlaßten den Reichsmarschall im Jahre 1936, Forschung, technische Neuentwicklung und industrielle Beschaffung Ernst *Udet* zu unterstellen. Er ging mit Feuereifer an die neue Aufgabe. Wer *Udet* von früher kennt, fand ihn wie verwandelt. Wenn in früheren Zeiten zunächst das fliegerisch-kämpferische, in den dunklen Nachkriegsjahren das künstlerische Element in ihm Oberhand gewonnen hatte, so trat jetzt bei ihm eine neue Entwicklung seiner Interessen und seiner Arbeitsweise ein: Er befaßte sich in erster Linie mit dem Problem der Gestaltung unserer Luftfahrzeuge und ihrer Waffen nach den Erfordernissen der *militärischen* Aufgabe und den Bedingtheiten industrieller *Massen*fertigung. Dieses schwierigste aller Probleme der heutigen Rüstung, das in gleicher Weise für Heer, Marine und Luftwaffe vorliegt, wurde von ihm wohl am klarsten erkannt und am folgerichtigsten zu praktischen Maßnahmen ausgewertet. Ich glaube nicht, daß an anderer Stelle irgendwo mit der gleichen Voraussicht und eisernen Konsequenz vorgegangen wurde. Bei unseren Feinden wurden die Größe und die Schwierigkeiten dieses Problems kaum im vollen Umfang erkannt. Ihre Unterlegenheit gegenüber der deutschen Rüstung hierin hat sich im tiefsten in ihren Niederlagen ausgewirkt. In der richtigen Gestaltung des Aufbaues der technischen Neuentwicklung und der industriellen Fertigung in den Jahren 1936 bis 1939 liegen die deutschen Waffenerfolge in den Kämpfen vom Herbst 1939 bis heute ganz besonders begründet. Denn was wäre die deutsche Luftwaffe, was wäre der Kämpfer an der Front, wenn er nicht dem Feinde mit seinen Flugzeugen und seinen Waffen insgesamt überlegen wäre? Wo stünden heute die Einheiten unserer Luftwaffe, wenn sich ihr Nachschub nicht auf Waffen und Geräte aufbaute, die auch *feldmäßigen* Bedürfnissen nach Zahl der Typen, nach Transport- und Reparaturfähigkeit entsprechen!" —

Bild: Atelier Conrad

Nachdem der Kanzler dann auf die derzeitige Tätigkeit des Generalluftzeugmeisters eingegangen war, fuhr er fort: „Als Mitglieder der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung gedenken wir heute, Herr Generaloberst *Udet*, Ihrer besonderen Verdienste um die deutsche Luftfahrttechnik.

Als kampferprobter Jagdflieger des Weltkrieges haben Sie die Gedanken unserer jungen Technik erstmals in totaler Form auf die militärischen Ziele eingestellt.

Aus Ihrer Vergangenheit auch in wirtschaftlichen Zusammenhängen geschult, haben Sie — von formalem Denken frei — die Schaffung neuer technischer Werke durch Erfindungen und Konstruktionen in wirklichkeitsnaher Einstellung gefördert.

Den Unternehmungen der deutschen Luftfahrtindustrie gaben Sie Freiheit in der inneren Gestaltung ihres Aufbaues und in der Heranziehung von außenher kommender Kräfte; den Forschungsanstalten und -instituten wiesen Sie den Weg zur praktisch-wirksamen Tat.

Unseren Nachwuchs in den Technischen Hochschulen und technischen Lehranstalten, sodann auch in Forschungsanstalten und Fabriken förderten Sie mit dem Einsatz Ihrer ganzen Person.

Ihr künstlerisches Empfinden führte Sie zur Förderung der Schönheit in den Stätten der Arbeit und gab Ihnen Zeit, allen menschlichen Angelegenheiten freundschaftliches Interesse und Verständnis entgegenzubringen.

Aus natürlicher Lebensbejahung schöpften Sie den Optimismus, der für Ihre Arbeit und die aller Ihrer Untergebenen notwendig ist und der den tiefsten Urgrund für unseren Erfolg im kleinen und für den entscheidenden Sieg im großen bildet.

Die Deutsche Akademie der Luftfahrtforschung gibt der Hoffnung Ausdruck, daß sich aus Ihrem Inneren — getragen durch die Größe der Verantwortung — immer wieder neue Schaffenskräfte entwickeln mögen, aus denen dann auch neue Leistungen unserer Luftfahrtwissenschaft und -technik hervorgehen können.

Dem Erfolge Ihrer für Deutschlands Zukunft zu leistenden bedeutsamen Arbeit gilt an diesem Festtage unserer besonderer Wunsch."

Fallschirme und ihre Herstellung[1]

Fallschirme gehören zu den Ausrüstungsgegenständen, die aus der Fliegerei nicht mehr fortzudenken sind. Aus einem ehemals recht primitiven akrobatischen Requisit ist ein hochwertiges Ausrüstungsstück entstanden, das sich in jeder Hinsicht das Vertrauen der gesamten fliegenden Welt als Rettungsgerät erworben hat.

Das Anwendungsgebiet des Fallschirms hat sich ständig erweitert. So dient er heute nicht allein der Rettung aus „Luftnot“; die Luftwaffe hat mit den Fallschirmjägern eine Formation in ihre Reihen aufgenommen, die sich bereits im großdeutschen Freiheitskampf aufs beste bewähren konnte. Sie hat gezeigt, daß im Fallschirm ein hervorragendes Mittel für den überraschenden Einsatz vorhanden ist und eine entschlossene militärische Führung mit ihrer Hilfe wichtige taktische und strategische Vorteile erringen und so den Kriegsverlauf beeinflussen kann.

Gerade seine militärische Verwendungsmöglichkeit wird dem Fallschirm auch weiterhin ein ganz bedeutendes Anwendungsgebiet erschließen. Wir stehen hier am Anfang einer Entwicklung, die durch die neuen Erkenntnisse beim kriegsmäßigen Einsatz stark geleitet und befruchtet wird.

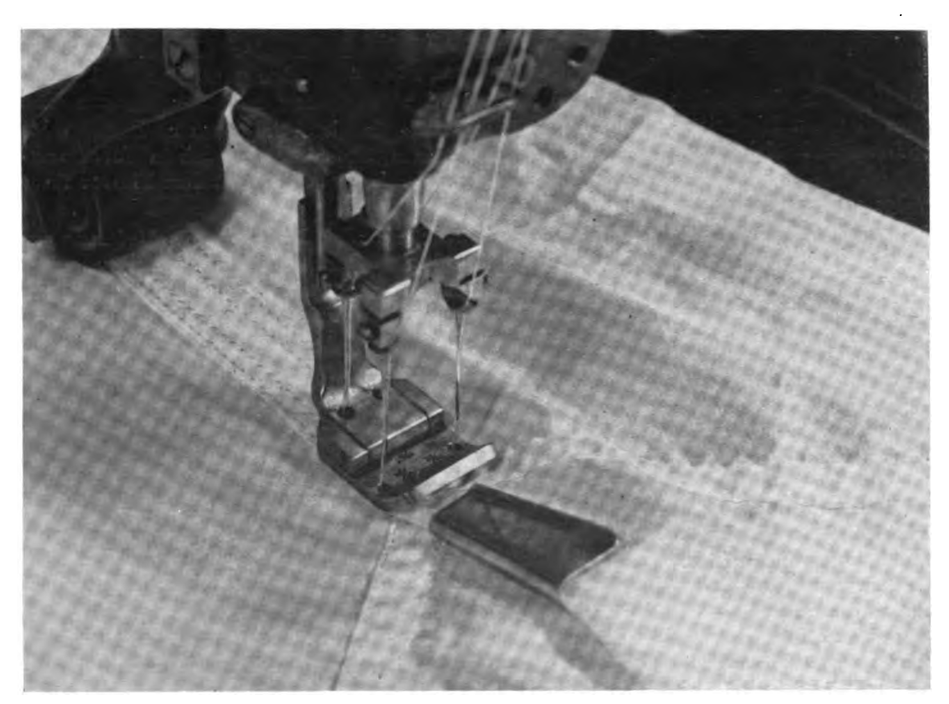
Jedermann weiß, wie wichtig der reibungslose Nachschub und die pünktliche Versorgung der heute schnell vorrückenden, kämpfenden motorisierten Truppe ist. Das Flugzeug und in seiner „Fortsetzung“ der Fallschirm sind die Mittel, die präzise Einhaltung dieser Forderung unabhängig von Überraschungen zu verwirklichen; sie sind gegenüber einem Transport auf dem Landwege feindlichen Einwirkungen unvergleichlich weniger ausgesetzt.

Der Fallschirm hat seinen Ursprung im Ballonbau; seine Bauelemente sind wenigstens im Anfang dieselben gewesen. Auch die Verarbeitungsmerkmale der ersten Muster weisen unverkennbar auf diese Verwandtschaft hin. Nach manchen Abwandlungen, die mehr oder weniger nur auf die Vervollkommnung des auf die Schaulust der Menge berechneten Schaustücks hinausliefen, entstand während des Weltkrieges der erste wirklich brauchbare Flugzeugfallschirm von Heinecke. Auch auf diesem Gebiete der Fliegerei beschleunigte also die harte Notwendigkeit des Krieges die Entwicklung. Auf den Kriegserfahrungen weiterbauend, schuf dann der Amerikaner Irvin den heute allgemein eingeführten Rettungsschirm. Seine Form ist nach manchen Verbesserungen eigentlich immer dieselbe geblieben. Die inzwischen gesammelten Erfahrungen wirkten sich meist auf seine Verarbeitung aus. Das Augenmerk war neben der Erhöhung seiner Festigkeit in der Hauptsache darauf gerichtet, die Verpackung immer zweckdienlicher auszuführen, so daß man heute den Fallschirm ohne Übertreibung als äußerst zuverlässiges Gerät bezeichnen kann.

Für Absprünge aus dem Ballon, d. h. für solche mit einer Anfangsgeschwindigkeit von annähernd Null bezogen auf die umgebende Luftmasse, reichte damals die für heutige Begriffe wenig feste Ausführung dieser Geräte aus; sie genügte sogar noch für die niedrigen Geschwindigkeiten der ersten Flugzeuge. Mit dem Anwachsen der Geschwindigkeiten steigerten sich aber die Ansprüche hinsichtlich der Festigkeit des Schirms erheblich. Während also die sonstigen Eigenschaften des Fallschirms, wie z. B. die Größe, d. h. seine tragende Fläche und davon abhängig die Sinkgeschwindigkeit (6—7 m/s) für Rettungsfallschirme ziemlich erhalten blieben, wurde seine Ausführung stark verändert.

Vor allem ist festzustellen, daß die Zwangsauslösung mittels Aufziehleine für einen Rettungsschirm, der bei höheren Geschwindigkeiten benutzt werden soll, fast völlig verdrängt ist. Man wäre nicht etwa außerstande, einen solchen Schirm mit der verlangten Festigkeit zu bauen, aber man kann einem Menschen nicht gut die Aufnahme des bei einer höheren Geschwindigkeit auftretenden heftigen Abbremsstoßes zumuten. Denn die zwangsläufig eingeleitete Entfaltung erfolgt durch „Fesselung“ der Fallschirmpackung an das Luftfahrzeug, in nächster Nähe desselben. Während der kurzen Zeitspanne zwischen Absprung und Entfaltung des Schirmes hat aber der Abspringer nur unwesentlich an Geschwindigkeit verloren, so daß die der hohen Flugzeuggeschwindigkeit entsprechende Bewegungsenergie abgebremst werden muß. Dieser Vorgang äußert sich in einem heftigen Stoß. Anders ist die Situation bei Lastenabwürfen: Einerseits kann der Schirm zwar nur durch Zwangsauslösung mittels Aufziehleine oder durch Selbstauslösung mittels Zeitwerk oder sonstigem Mechanismus mit einstellbarer Verzögerung freigegeben werden, andererseits können jedoch die meisten Lasten einen erheblichen Stoß vertragen. Außerdem braucht in den meisten Fällen nur eine Abbremsung auf eine höhere Sinkgeschwindigkeit, als sie für einen Menschen erforderlich ist, zu erfolgen. Es sind darüber hinaus Mittel bekannt, die neben anderen die Entfaltung verzögern und den Entfaltungsstoß dämpfen. Auch kann man wegen der höheren Sinkgeschwindigkeit einen bedeutend luftdurchlässigeren Kappenstoff wählen. Die Anwendung derartiger Mittel empfiehlt sich jedoch beim Rettungsschirm aus folgendem Grund meist nicht: Während ein Lastenabwurf zu einem genau vorher festgelegten Zeitpunkt in einer genau vorgesehenen Lage in einer bestimmten Abwurfrichtung erfolgt, fallen naturgemäß alle diese vereinfachenden Momente bei einem Rettungsabsprung fort, wobei dann zusätzliche Sicherungseinrichtungen sich meist in das Gegenteil verkehren und nur eine Unsicherheit hineinbringen.

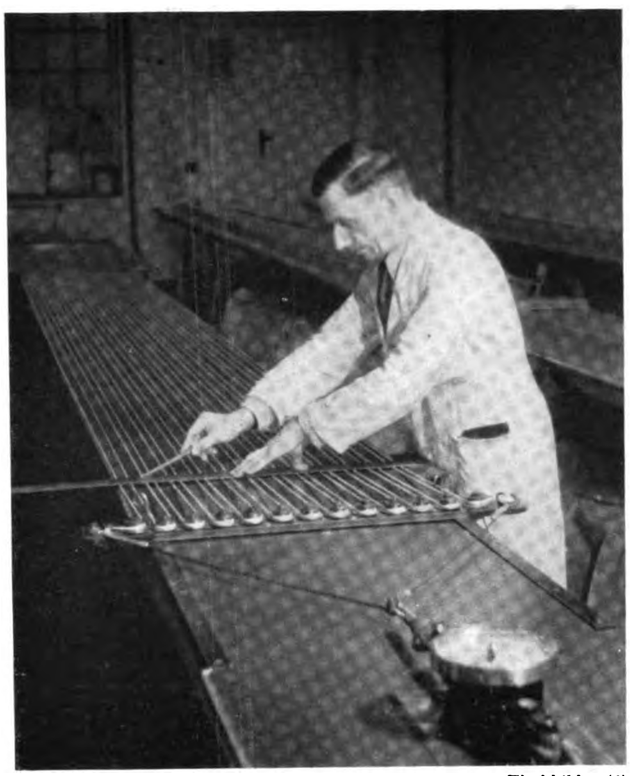
[1]) *Bericht der Fa. Autoflug, Inh. Gerhard Sedlmayr.*



Vier parallele Nähte entstehen in einem Arbeitsgang



Die Fangleinen werden einzeln gespannt und gleichmäßig angezeichnet



Werkbilder (6)

Auch mit einer satzweisen Vermessung von Fangleinen hat man gute Erfahrungen gemacht

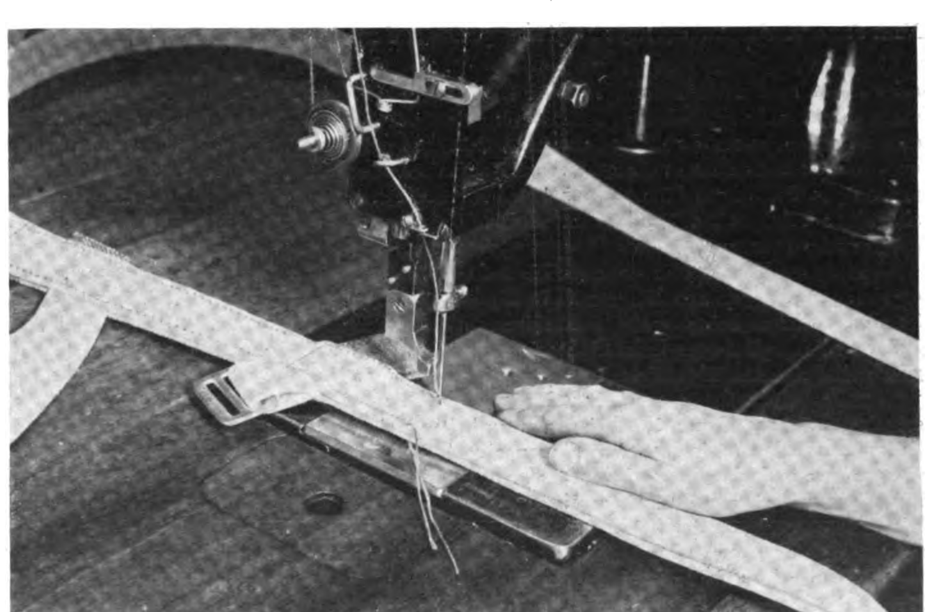
Aus den dargelegten Gründen hat man einen Fallschirm mit Handauslösung entwickelt. Wie der Name besagt, wird hier die Entfaltung des Gerätes durch eine willkürliche Einwirkung des Springers eingeleitet. Dieses Verfahren hat verschiedene Vorteile, und zwar besteht der größte darin, daß der aus einem schnellfliegenden Luftfahrzeug abspringende Flieger bei ausreichender Höhe eine gewisse Zeit verstreichen lassen kann, bis sein Körper die sog. Endfallgeschwindigkeit angenommen hat, d. h. bis seine Fallgeschwindigkeit, mit der er sich dem Erdboden nähert, einen durch den Luftwiderstand seines Körpers bedingten Grenzwert erhält. Für den normalen menschlichen Körper mit Fallschirmpackung liegt dieser nach Beobachtungen näherungsweise bei 180—200 km/Std. und ist naturgemäß Schwankungen infolge Größe, Gewicht, Lage zur Luftströmung, Rauhigkeit der Kleidung usw., unterworfen[1]).

Die später eingeleitete Entfaltung erfolgt also u. U. aus einer geringeren Geschwindigkeit, als sie unmittelbar am Flugzeug vorhanden war. Der „Entfaltungsstoß" wird also gemildert. Der zweite Vorteil ist der, daß der geübte Abspringer den ihm für die Entfaltung am geeignetsten erscheinenden Augenblick wählen kann. Voraussetzung hierfür ist natürlich in allen Fällen eine ausreichende Höhe und ein völliges Vertrautsein mit dem Gerät.

Es sind jedoch auch Absprünge aus ganz enormen Geschwindigkeiten erfolgt. So sind beispielsweise zwei Rettungsabsprünge bekanntgeworden, bei denen man die Geschwindigkeit auf etwa 600 km/Std. schätzte. Wie man sieht, halten also erstens der Mensch, wie auch zweitens ein modernes Gerät diese Belastung ohne Schaden zu nehmen aus, wobei nicht verkannt werden soll, daß diese vereinzelt gemachte Erfahrung bisher nicht auf breiter Grundlage ruht.

Die Herstellung der Schirme beginnt mit der Prüfung der Ausgangswerkstoffe in einem vielseitig ausgestatteten Laboratorium. Hier werden sämtliche zur Verwendung gelangenden Bauelemente — vom Nähfaden bis zum fertigen Gürtel-

[1]) *Eine gute Übersicht über diese Probleme mit rechnerischen Erwägungen und Tabellen ist aus dem von Major Gratzy geschriebenen Werk „Kamerad Fallschirm" zu gewinnen; Verlag von Carl Gerold's Sohn, Wien und Leipzig.*



Vernähen von Gurten



Herstellung von Gurtzeugen



Nach dieser Endkontrolle verläßt das fertiggepackte und zugelassene Gerät das Werk

hinsichtlich Festigkeit, Dehnung, Lagerfähigkeit usw. — sorgfältig glatt ausgelegt. Dann erfolgt das Zuschneiden der Felder lagenweise mit einer elektrischen Zuschneidemaschine. Die Felder sind äußerst zweckmäßig so konstruiert, daß nahezu kein Abfall des hochwertigen Gewebes entsteht. Während eines solchen Arbeitsganges werden also viele hundert Teile hergestellt, die, nachdem sie gezählt und auf Webfehler untersucht wurden, in die Fabrikation gehen. Es sind 96 Stoffteile notwendig, um z. B. die Kappe unserer gebräuchlichen Rettungsschirme herzustellen.

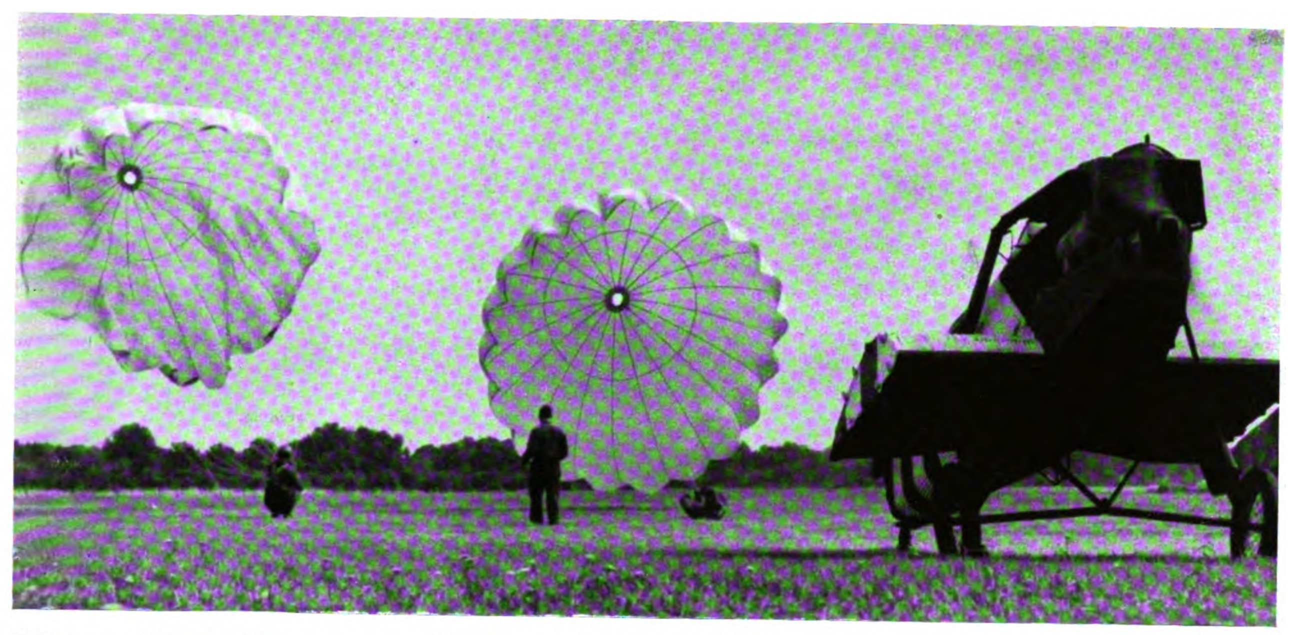
Das Zusammennähen erfolgt mit sog. Kappnähten, und zwar werden diese mit Zweinadel-Steppmaschinen hergestellt. Eine besondere Faltvorrichtung besorgt das gleichmäßige Einlaufen des Stoffes unter den Steppfuß. Stichentfernung und Spannung werden laufend überwacht. Hier entstehen jetzt durch das Zusammenfügen von je 4 Feldern 24 einzelne Bahnen von der Form eines gleichschenkligen Dreiecks. Gehörte schon einige Übung dazu, diese bisher fadengeraden Teile zusammenzunähen, so wird die Herstellung jetzt schwieriger, da es sich im weiteren Arbeitsgang darum handelt, die schräg zur Webrichtung geschnittenen Seiten der Bahnen zusammenzubringen. Auch hier ist es eine Zweinadelmaschine, die die langen Haupt- oder Meridian-Nähte liefert. Eine weitere Schwierigkeit liegt in der Verarbeitung des verhältnismäßig starken Fadens und der zum Zwecke der Elastizität der Naht geforderten großen Stichlänge. Nur erstklassige Näherinnen können diese Anforderungen erfüllen. Die so entstandenen 24 Hauptnähte werden noch einmal je mit zwei schmaleren parallelen Nähten versehen, so daß also insgesamt 4 mit äußerster Exaktheit ausgeführte Nähte nebeneinander verlaufen, von denen die beiden inneren Nähte die Führung für die später einzuziehende Fangleine bilden. Die Firma Autoflug besitzt mehrere Maschinen, die — als Sonderkonstruktion für diesen Industriezweig — diese 4 Nähte in Steppstichart mit einem einzigen Arbeitsgang bewältigen. Ist diese Arbeit getan, so wird das im Scheitel der Kappe befindliche Luftabzugsloch und der untere noch offene Rand der Kappe mit besonders kräftigem Band eingefaßt und verstärkt. Da auch dieses auf der Zweinadelmaschine erfolgt, sind die Anforderungen hier ganz besonders hoch gestellt. Es ist überflüssig zu bemerken, daß zwischen einem jeden dieser Arbeitsgänge Kontrollstationen liegen, die gewissenhaft wahrgenommen werden müssen. Eine interessante Vorrichtung wurde auch auf diesem Gebiet zuerst der Firma Autoflug geschützt und ist heute allgemein angewandt. Hier werden die vorerwähnten Hauptnähte auf guten Einschlag und peinlich genaue Verarbeitung vermittels Durchleuchtung geprüft.

schloß — eingehend untersucht. Es ist klar, daß alle Werkstoffe manchmal nicht leicht einzuhaltenden Forderungen genügen müssen, wenn der einmal erreichte Gütegrad gehalten werden soll. Schon vom reibungslosen Ablauf dieser äußerst vielseitigen Prüfungen hängt bereits viel für die Fertigung ab. Auch Stichproben halbfertiger und vollständiger Bauteile erfolgen laufend.

Nach diesen Vorarbeiten gelangen die auf Grund der Prüfergebnisse freigegebenen Werkstoffe in die Werkstatt. Diese ist nun beileibe keine große Schneiderstube, sondern ein äußerst fein gegliederter Industriebetrieb. Sämtliche Arbeitsgänge sind zweckmäßig aufgeteilt und werden von besonders geschulten Näherinnen und Sattlern ausgeführt. Wie schwierig manche Handgriffe bei der Verarbeitung sind, erhellt daraus, daß auch gute Näherinnen eine lange Zeit benötigen, um z. B. das Verstärkungsband am unteren Kappenrande gut und einwandfrei einzunähen.

Mit dem Zuschnitt der Seidenfelder beginnt die Verarbeitung. Auf einem etwa 20 m langen Tisch werden von Frauen viele Lagen echter Seide — denn nur diese besitzt bis jetzt die für Rettungs-Fallschirme erforderlichen Eigenschaften





Bei einem Fallschirmjägerregiment. *Schleifübungen im Propellerwind des „Windesels", einem für diese Zwecke eigens hergerichteten Flugzeug. Hier lernt der Springer das Aufstehen nach der Landung bei starkem Wind und im ungünstigen Gelände*



Übungsbetrieb. *Vom Ausbildungspersonal überwacht, üben die Fallschirmjäger die Landung und packen die Fallschirme eigenhändig zusammen*



Bilder (3): Senckpiehl

Ein Wald von Fallschirmen und Fangleinen. *Der Fallschirm besteht aus empfindlichem Material und bedarf sorgfältiger Pflege*









Bilder (4): PK-Schödl-PBZ

Nebenher laufen all die kleinen vorbereitenden und helfenden Maßnahmen, die in jeder Fertigung für das Inganghalten des Arbeitsflusses notwendig sind. In der Hauptsache sind es Frauenarbeiten, wie überhaupt die Fallschirmherstellung jetzt im Kriege so recht ein gutes Bild vom Einsatz der Frau vermittelt.

Während die Kappe so zusammengenäht wurde, sind inzwischen auf einer Meßbank die dazugehörigen Fangleinen vermessen und zugeschnitten worden. Flinke Frauenhände besorgen das Einziehen der Leinen in die Hauptlängsnähte und heften sie an vier besonders markierten Stellen an. Diese Heftstellen werden im darauffolgenden Arbeitsgang vermittels einer Spezialnähmaschine — einer sog. Zick-Zack-Nähmaschine — fest mit dem Kappenstoff vernäht. Die obenerwähnten Stellen jeder Längsnaht wurden auf einer besonderen Meßbank gefunden, indem die sich ergebenden Ablesungen der Hauptnahtlängen auf zweckmäßig eingeteilten Skalen zur unmittelbaren Drittelung benutzt werden. Die vier Punkte sind: Scheitelrand, erstes Drittel, zweites Drittel und unterer Rand einer Hauptnaht. Die Leine selbst verläuft ungeteilt über das Scheitelloch innerhalb der Hauptnaht, mit der sie vernäht wurde, zu den Anknotepunkten.

Damit wären wir beim Gurtzeug angelangt, dessen Verarbeitung seiner Verwendung gemäß ebenfalls äußerst gewissenhaft zu erfolgen hat, dessen Herstellung jedoch mehr in das Handwerksmäßige hinüberspielt. Die Abbildungen zeigen einige der erforderlichen Arbeitsgänge.

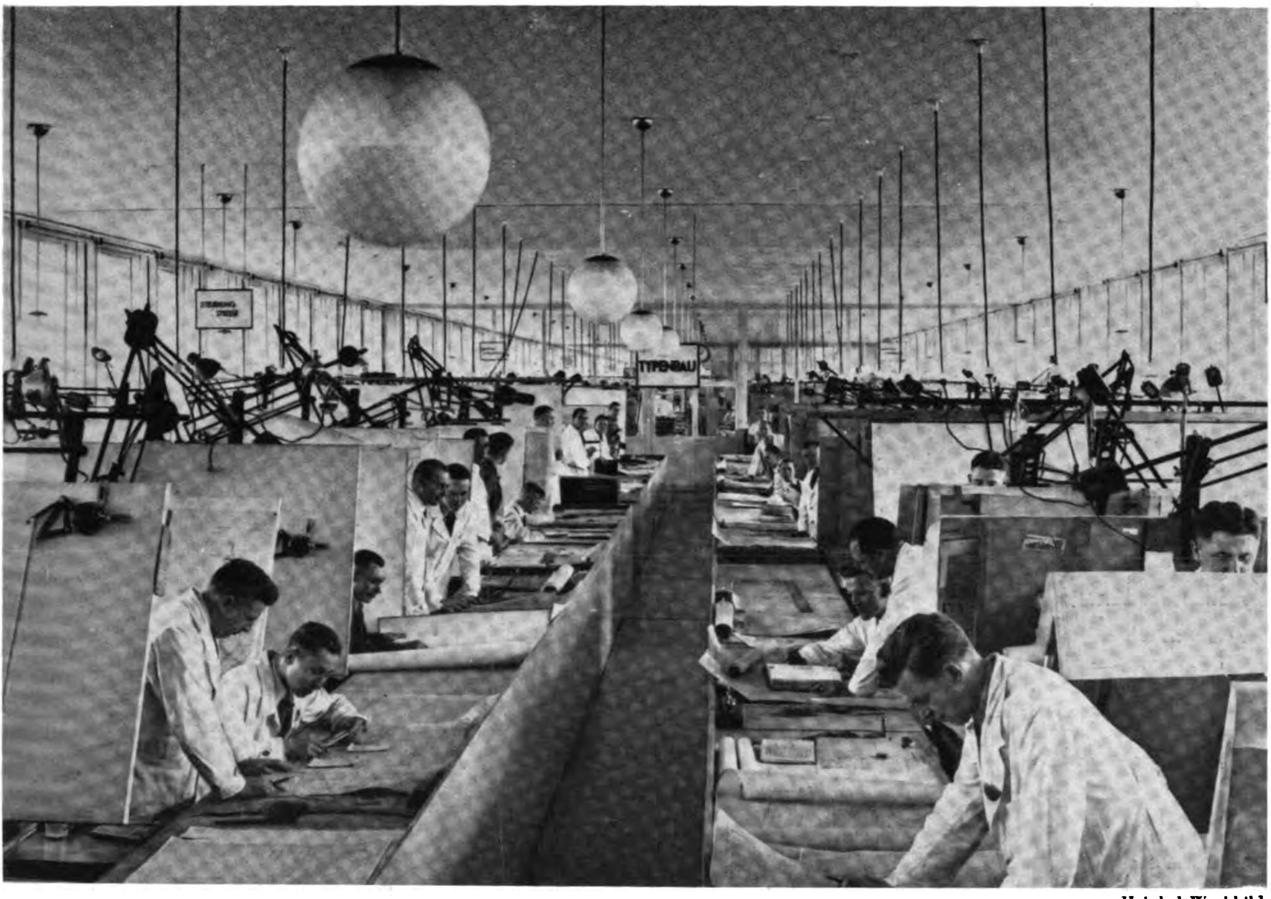
Die Verbindung von Gurtzeug und Kappe erfolgt mit einem besonderen Knoten und anschließender Festvernähung des übrigbleibenden Endes. Eine hierauffolgende Schlußkontrolle gibt das nunmehr fertige Gerät zur Abnahme an die damit beauftragte amtliche Bauaufsicht weiter, die außerdem schon vorher den Bau der Geräte in allen Einzelheiten überwacht hat.

Durch die so weitgehende Aufteilung und die dazwischenliegenden Kontrollen ist es möglich, jede einzelne Phase im Werdegang eines Fallschirmes genau zu beobachten und Fehler, die sich einschleichen könnten, nach menschlichem Ermessen weitgehend auszuschalten.

Mit Stolz arbeiten unsere Frauen an diesem Teil unserer Luftrüstung, mit Anerkennung blickt unsere Luftwaffe auch auf dieses Gerät, das schon in so vielen Fällen zum Retter in der Not wurde. Ing. *R. Bünger*.

Ein Fallschirm wird zusammengelegt.
Von oben nach unten: Abb. 1. Ein acht Meter langer Tisch ist notwendig, um den ausgestreckten Fallschirm auflegen zu können. 40 Quadratmeter Seide sind dazu verwendet. — Abb. 2. Lage muß auf Lage gelegt werden, damit der Luftstrom beim Gebrauch sofort anfassen kann. Eine Legegabel hilft beim gleichmäßigen Zusammenfalten. — Abb. 3. Letzte Prüfung. Das Auslösen des kleinen Schirms zieht den großen heraus. Alles klappt, der Schirm ist betriebsfähig. Nach der Plombensicherung wird er wie ein kleiner Koffer aussehen. — Abb. 4. Der betriebsfertige Schirm. Am Abzugskabel ist zur Kontrolle eine plombenähnliche Sicherung angebracht





Konstruktionssaal eines Flugzeugzellenwerkes

Heinkel-Werkbild

Über die Festigkeit von Bolzenaugen

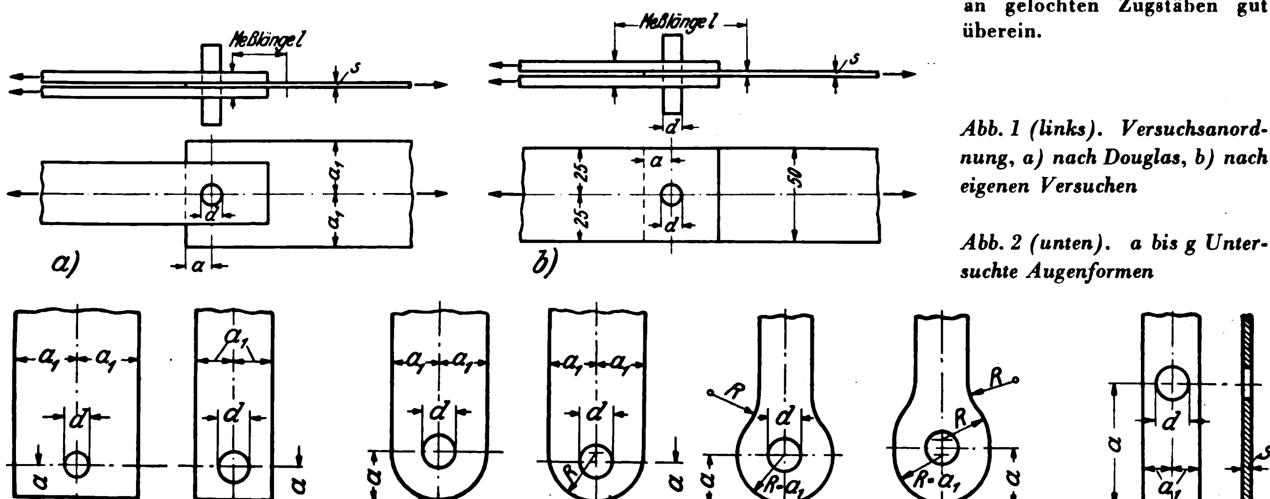
von Dipl.-Ing. O. VOLKERSEN und Dipl.-Ing. R. GOSCHLER, Rostock-Marienehe

Die Berechnung von Bolzenaugen ist bei rein elastischem Verhalten der Werkstoffe nach einem Näherungsverfahren möglich, das von *Bernhard* [1]*) nach Feindehnungsmessungen von *Mathar* und *Preuß* [2] aufgestellt wurde. Hiernach lassen sich die Längs- und Biegespannungen im Scheitel- und Wangenquerschnitt des Auges in einfacher Weise bestimmen. Die größte resultierende Spannung im Wangenquerschnitt, die von der Form des Auges abhängt, ist etwa gleich dem 2,35fachen Wert der reinen Zugspannung

$$\sigma_L = \frac{P}{(2\,a_1 - d)\cdot s}\,,$$

wobei P die Zugkraft, d der Bolzendurchmesser, s die Laschendicke und a_1 der Randabstand im Wangenquerschnitt ist (vgl. Abb. 2). Dieses Ergebnis stimmt mit Untersuchungen an gelochten Zugstäben gut überein.

*) *Die Zahlen in Klammern verweisen auf das Schrifttumsverzeichnis am Schluß des Aufsatzes.*



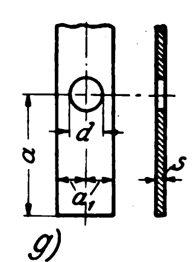


Abb. 1 (links). Versuchsanordnung, a) nach Douglas, b) nach eigenen Versuchen

Abb. 2 (unten). a bis g Untersuchte Augenformen

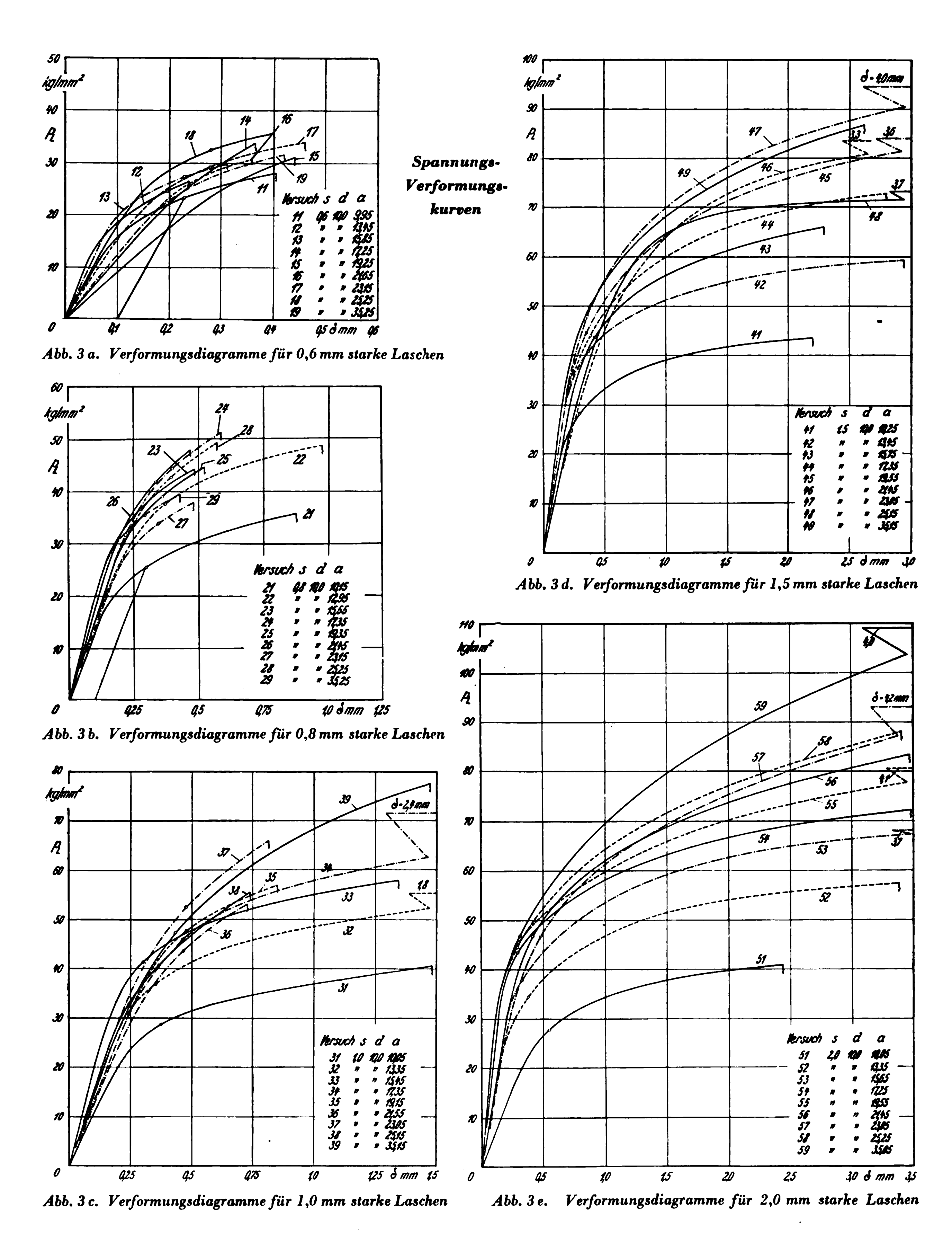


Abb. 3 a. Verformungsdiagramme für 0,6 mm starke Laschen

Abb. 3 b. Verformungsdiagramme für 0,8 mm starke Laschen

Abb. 3 c. Verformungsdiagramme für 1,0 mm starke Laschen

Abb. 3 d. Verformungsdiagramme für 1,5 mm starke Laschen

Abb. 3 e. Verformungsdiagramme für 2,0 mm starke Laschen

Für die Dimensionierung gegenüber statischem Bruch versagt jedoch dieses Verfahren, da beim Überschreiten der Elastizitätsgrenze des Materials ein weitgehender Spannungsabbau eintritt.

Versuche zur Bestimmung des Bruchverhaltens von Bolzenaugen wurden von *Douglas* [3] und *Miller* [4] mit Laschen aus Dural und Stahl bei verschiedenen Umrißformen durchgeführt. Besonders aus den Versuchen der letztgenannten Arbeit geht hervor, daß die Bruchlast der Lasche nicht nur vom Randabstand a_1 im Wangenquerschnitt und vom Randabstand a im Scheitelquerschnitt des Auges abhängt, sondern in hohem Maße auch vom Dickenverhältnis $\frac{s}{d}$. Neben diesen Größen spielt die äußere Form der Augen, die recht-

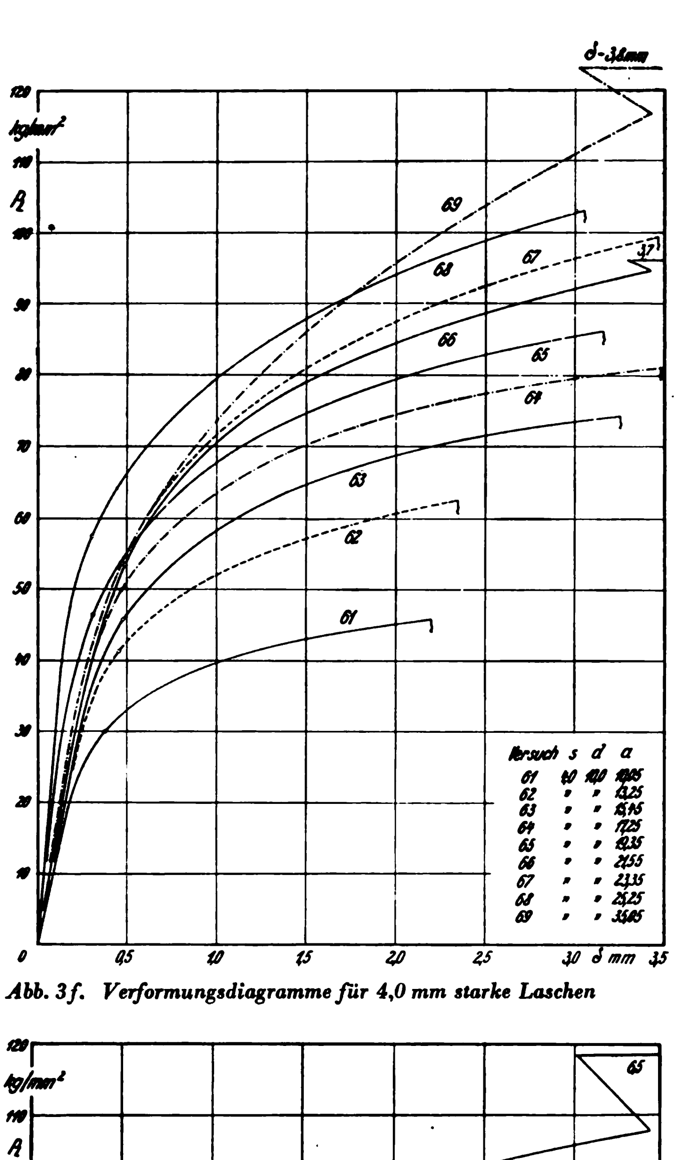
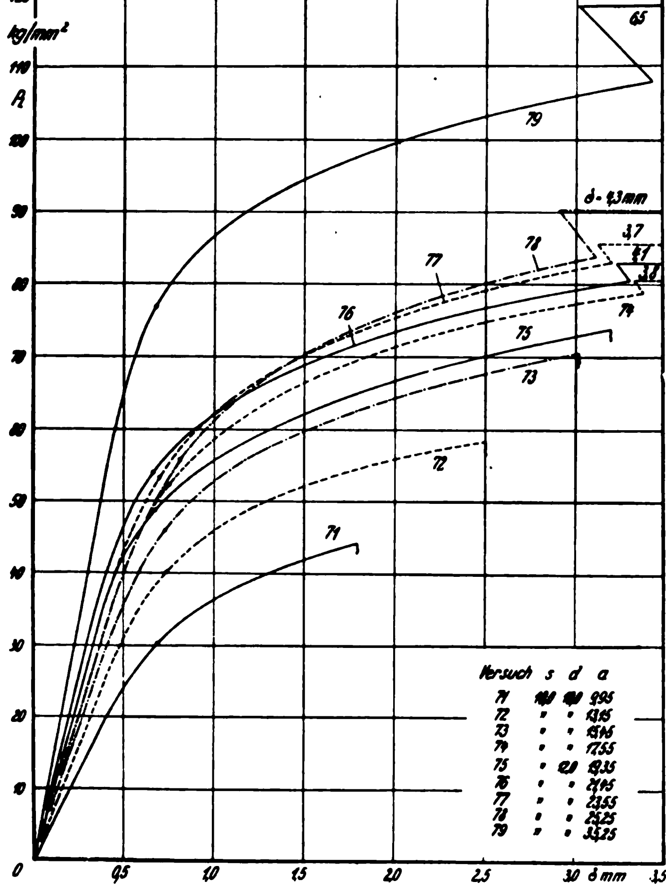


Abb. 3f. Verformungsdiagramme für 4,0 mm starke Laschen



Zahlentafel. Festigkeitswerte der untersuchten Laschen

Versuch	Nenn-Blechstärke mm	Gemessene Blechstärke mm	$\sigma_{0,2}$ kg/mm²	σ_B kg/mm²	δ_{10} %
11	0,6	0,63	29,4	41,8	21
12	0,6	0,60	29,0	42,3	20
13	0,6	0,61	29,4	42,4	19
14	0,6	0,66	30,5	40,6	18
15	0,6	0,63	29,4	42,7	16
16	0,6	0,63	29,1	41,6	16
17	0,6	0,63	29,2	42,3	19
18	0,6	0,64	30,5	41,7	20
19	0,6	0,63	29,2	42,0	22
21	0,8	0,83	31,6	45,4	18
22	0,8	0,82	32,9	45,4	18
23	0,8	0,81	32,6	45,5	16
24	0,8	0,83	32,6	44,7	16
25	0,8	0,81	31,5	44,0	20
26	0,8	0,82	31,6	45,3	16
27	0,8	0,82	31,0	41,3	19
28	0,8	0,83	32,4	45,0	19
29	0,8	0,82	31,2	41,7	18
31	1,0	1,06	30,1	39,8	19
32	1,0	1,03	30,7	40,8	19
33	1,0	1,02	31,0	41,7	18
34	1,0	1,03	32,4	41,6	17
35	1,0	1,03	32,2	40,7	18
36	1,0	1,04	30,6	40,4	19
37	1,0	1,03	33,0	44,8	18
38	1,0	1,02	31,3	40,9	16
39	1,0	1,03	32,5	43,5	15
41	1,5	1,50	30,7	41,3	17,5
42	1,5	1,47	31,1	42,6	18
43	1,5	1,51	31,0	41,2	18
44	1,5	1,50	31,5	42,0	18
45	1,5	1,50	30,3	43,0	18
46	1,5	1,48	31,6	42,7	16
47	1,5	1,51	30,2	42,2	17
48	1,5	1,47	31,2	40,0	18
49	1,5	1,47	31,6	43,0	16
51	2,0	1,96	29,8	40,6	20
52	2,0	1,97	29,6	40,2	20
53	2,0	1,96	29,0	41,2	22
54	2,0	1,97	30,5	39,5	18
55	2,0	1,95	30,2	42,6	20
56	2,0	1,95	30,1	39,8	21
57	2,0	1,96	30,0	41,8	19
58	2,0	1,96	30,1	42,0	21
59	2,0	1,95	30,4	42,6	22
61	4,0	4,11	29,7	43,6	20
62	4,0	4,10	29,9	43,7	19
63	4,0	4,08	29,6	43,3	18
64	4,0	4,11	29,7	43,6	17
65	4,0	4,09	29,4	42,8	20
66	4,0	4,13	30,3	42,6	19
67	4,0	4,11	30,3	42,7	18
68	4,0	4,09	30,2	43,0	20
69	4,0	4,06	29,7	42,8	19
71	10,0	10,0	29,4	43,0	14
72	10,0	9,95	29,9	43,3	16
73	10,0	10,04	30,3	43,0	14
74	10,0	9,96	30,8	43,2	15,5
75	10,0	9,95	30,3	43,3	14,5
76	10,0	10,04	31,0	43,0	14,5
77	10,0	9,95	30,7	43,0	13,5
78	10,0	9,98	30,6	43,0	13,5
79	10,0	10,0	29,4	42,6	14,0

Links: Abb. 3g.
Verformungsdiagramme für 10,0 mm starke Laschen

eckig, rund oder halsartig ausgebildet sein können, wie die Abb. 2a—g zeigen, eine untergeordnete Rolle für die Festigkeit. Aus diesen Versuchen ergibt sich ferner, daß sich die Festigkeit der Augen bei gleichen Abmessungen, aber verschiedenem Werkstoff mit guter Annäherung proportional der Zugfestigkeit des Werkstoffes ändert. Es ist daher möglich, die Versuchsergebnisse in Vielfachen der Zugfestigkeit des Laschenwerkstoffes aufzutragen und unmittelbar auf andere ähnliche Werkstoffe zu übertragen.

Neben dem Bruchverhalten interessiert den Konstrukteur in erster Linie diejenige Belastung, bei der die ersten bleibenden Verformungen des Auges auftreten, weil nach Überschreiten dieser Belastung die Gefahr des Ausklapperns, insbesondere bei wechselnder Lastrichtung anwächst. Verformungsmessungen wurden daher schon von Douglas durchgeführt und diejenige Beanspruchung gemessen, die zu einer bleibenden Verformung des Auges um 0,1 und 1,0 % des Bolzendurchmessers führte.

Die Versuchsanordnung bei diesen Messungen zeigt Abb. 1a. Das Versuchsstück wurde zwischen starken Stahllaschen geprüft, deren Verformung vernachlässigt werden kann. Die Verformung des Auges wurde mit Tensometern gemessen, die mit einem Schenkel auf dem Versuchsstück, mit dem andern auf der Gegenlasche saßen.

Leider sind die Ergebnisse der Versuche von *Douglas* für Laschen mit kleinem Randabstand *a* im Scheitelquerschnitt sowohl für die Bestimmung der Bruchlasten, als auch der bleibenden Verformungen zahlenmäßig nur begrenzt auswertbar, weil der Einfluß des Dickenverhältnisses $\frac{s}{d}$ für die Festigkeit des Auges nicht erkannt wurde und dieser Wert in dem genannten Bericht nur bei wenigen Versuchen zu entnehmen ist.

Andererseits sind in der Arbeit von *Miller* nur Laschen untersucht, bei denen der Bruch im Scheitelquerschnitt, d. h. auf Lochleibung eintrat. Hierbei wurden überdies keine Verformungsmessungen durchgeführt.

Um zuverlässige Unterlagen für die Bemessung von Bolzenverbindungen zu erhalten, wurden daher bei den Ernst Heinkel-Flugzeugwerken eine Reihe von Versuchen durchgeführt, bei denen die Festigkeit der Augen auf Lochleibung und ihre Verformung bei kleinen Werten für den Randabstand a im Scheitelquerschnitt untersucht wurde. Bei diesen Versuchen wurden Durallaschen aus dem Fliegwerkstoff 3115.5 und Chrom-Molybdän-Stahlbolzen aus dem Fliegwerkstoff 1452.5 verwendet. Die Versuchsanordnung ergibt sich aus Abb. 1 b; sie wurde ähnlich wie bei den Versuchen von Douglas gewählt. Die Breite der Versuchsstücke war so groß, daß ein Bruch im Wangenquerschnitt ausgeschlossen war. Die Laschen hatten einfache Rechteckform, der Bolzendurchmesser war im allgemeinen 10 mm, nur bei einigen Versuchsstücken 12 mm. Verändert wurden die Blechstärke und der Randabstand im Scheitelquerschnitt. Für die Verformungsmessungen wurden Zeiß-Meßuhren mit einer Meßbasis von $l = 100$ mm und einer Genauigkeit von 0,01 mm verwendet. Die Bolzen waren lose eingesetzt, so daß keine Klemmwirkung entstehen konnte. Die Löcher waren mit dem Bohrer um 0,1 mm größer als der Bolzendurchmesser gebohrt. Die genauen Blechdicken und die Festigkeitswerte der einzelnen Laschen ergeben sich aus der Zahlentafel.

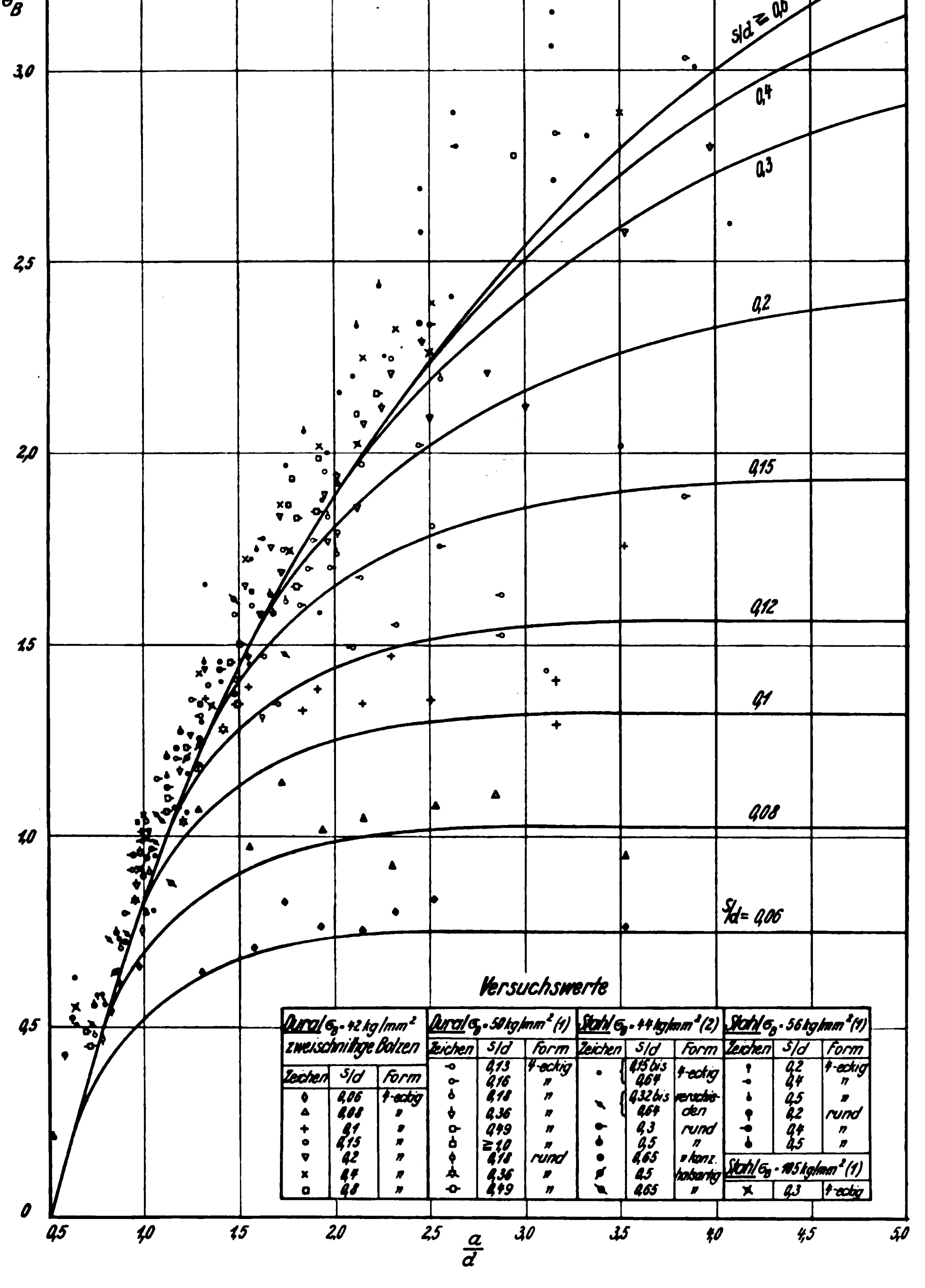


Abb. 4. Lochleibungsfestigkeit in Vielfachen der Blechzugfestigkeit als Funktion der Verhältnisse Randabstand und Blechstärke zu Lochdurchmesser. (1) Nach Versuchen von Miller, (2) Nach Versuchen von Douglas, (unbezeichnet) nach eigenen Versuchen

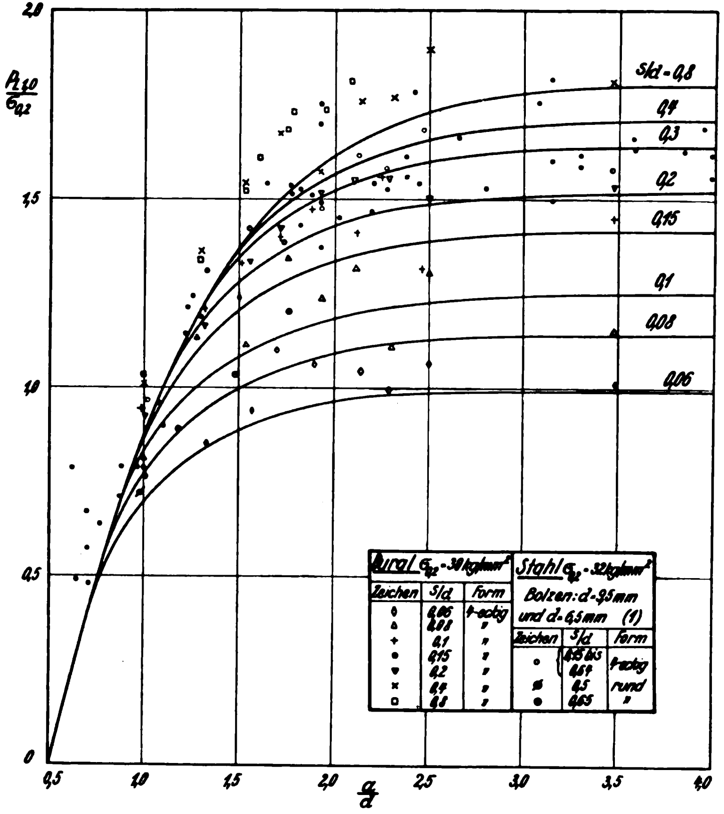


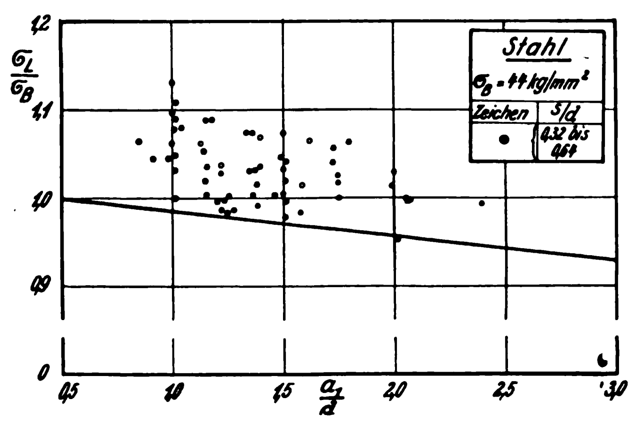
Abb. 5. Lochleibungsspannung an der 1%-Verformungsgrenze in Vielfachen der 0,2-Grenze des Bleches als Funktion der Verhältnisse Randabstand und Blechstärke zu Lochdurchmesser. (1) Nach Versuchen von Douglas

Die Ergebnisse der Verformungsmessungen zeigen die Abbildungen 3a—g, in denen der Lochleibungsdruck

$$p_L = \frac{P}{d \cdot s}$$

über der Lochaufweitung δ aufgetragen ist. Die Kurven zeigen bei geringen Lochleibungsdrücken einen geradlinigen Anstieg, für den die Verformung im wesentlichen elastisch ist. Von einer im allgemeinen gut erkennbaren Belastungsgrenze an beginnt die plastische Verformung.

In Anlehnung an die Definition der 0,2-Grenze beim Zerreißversuch wurde auf diesen Kurven derjenige Punkt festgehalten, für den die bleibende Verformung 1% des Lochdurchmessers beträgt. Zu der Wahl der Grenze von 1% bleibender Verformung als Maß für das Erreichen der Streckgrenze führte die Überlegung, daß eine Lochaufweitung um 1% etwa einer bei der zugehörigen Belastung gerade noch tragbaren Verschlechterung der Normpassung H 8 auf die nächstgröbere Passung H 11 des ISA-Toleranzenschemas entspricht.



Die erreichten Lochleibungsspannungen p_L bei der Bruchlast und $p_{L1,0}$ an der 1%-Verformungsgrenze sind in den Diagrammen Abb. 4 und 5 in Vielfachen der Materialfestigkeit beziehungsweise der 0,2-Grenze der einzelnen Versuchsstücke und in Abhängigkeit vom Dickenverhältnis $\frac{s}{d}$ und vom Abstandsverhältnis $\frac{a}{d}$ aufgetragen. Hierbei ist die Nennblechstärke und nicht die tatsächliche gemessene Wandstärke der einzelnen Bleche eingesetzt, um die Versuchsergebnisse leichter miteinander vergleichbar zu machen.

Die verhältnismäßig starke Streuung der Versuchswerte in diesen Diagrammen rührt zum Teil von dieser Ungenauigkeit in der Blechstärkenbestimmung her und zum Teil davon, daß die Augen nur mit dem Bohrer hergestellt waren und keine Passung besaßen.

Die Kurven sind im allgemeinen an die untere Grenze der Versuchspunkte gelegt.

In die Kurventafeln der Abb. 4 und 5 wurden weiterhin die Ergebnisse der Versuche von *Miller* und *Douglas* eingetragen, die mit Bolzenaugen aus Dural und Stahl verschieden hoher Festigkeit durchgeführt wurden. In diesen Versuchen sind neben rechteckigen auch runde und halsartige Laschenformen enthalten, wie in Abb. 2 a—f dargestellt.

Die Ergebnisse aller Lochleibungsversuche zeigen eine befriedigende Übereinstimmung. Insbesondere in der Bruchfestigkeit zeigt sich kein wesentlicher

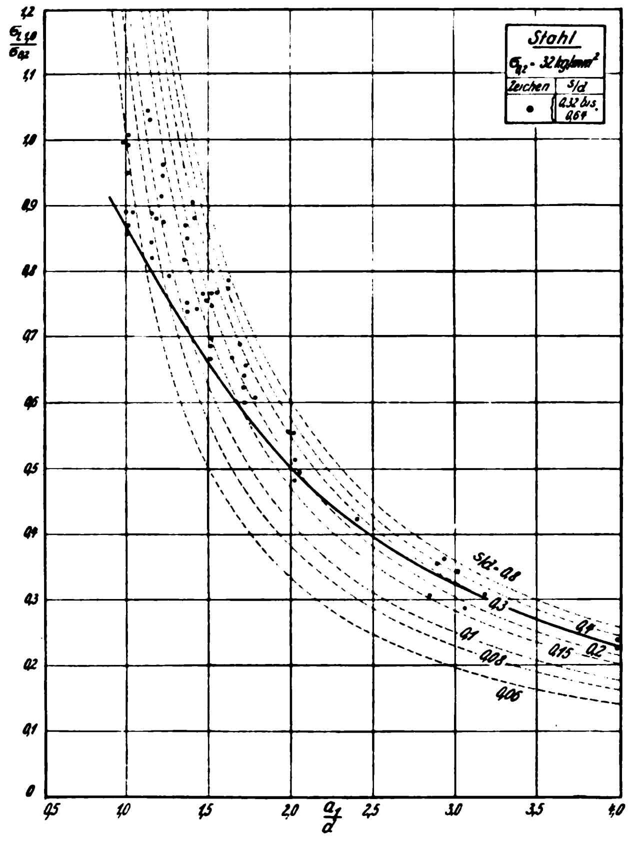


Abb. 7. Zugspannung an der 1%-Verformungsgrenze in Vielfachen der 0,2-Grenze des Bleches als Funktion der Verhältnisse seitlicher Randabstand und Blechstärke zu Lochdurchmesser

Abb. 6 (links). Zugbruchspannung in Vielfachen der Blechzugfestigkeit als Funktion des Verhältnisses seitlicher Randabstand zu Lochdurchmesser

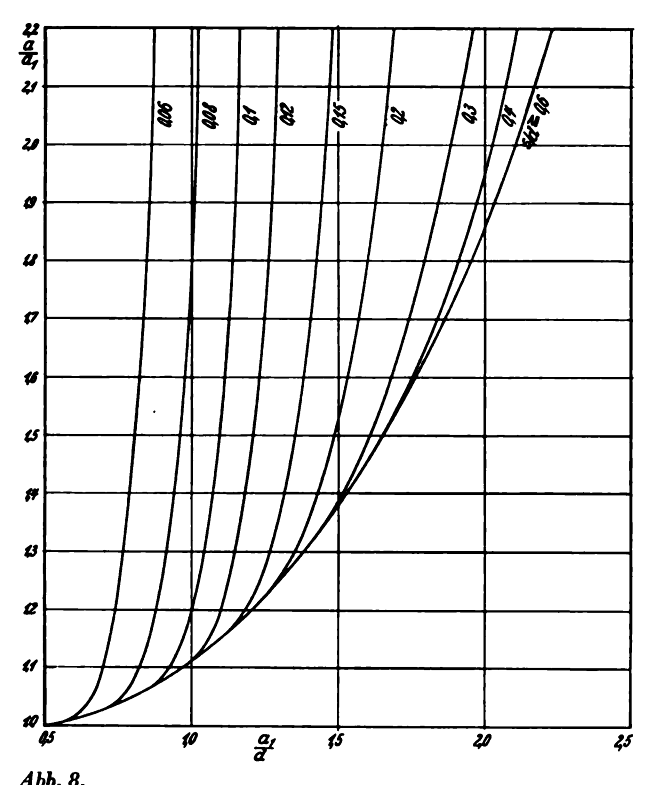


Abb. 8.
Augen gleicher Festigkeit im Scheitel- und Wangenquerschnitt

Unterschied zwischen den einzelnen Augenformen. Die Lochleibungsspannung an der 1 %-Grenze scheint dagegen bei den runden Augen, soweit aus den wenigen Versuchen hervorgeht, etwas niedriger zu liegen als bei eckigen Laschen.

In der Arbeit von *Douglas* ist neben dem Einfluß des Randabstandes im Scheitelquerschnitt auch die Zugfestigkeit des Auges im Wangenquerschnitt untersucht. Hierzu wurden Versuchsstücke nach Abb. 2g mit veränderlichem seitlichem Randabstand a_1 verwendet, bei denen der Abstand a in Kraftrichtung groß gehalten war. Es wurde die Nennzugspannung σ_L bei Bruch des Auges bzw. $\sigma_{L\,1,0}$ bei 1 % bleibender Verformung des Auges bestimmt und in Abb. 6 und 7 aufgetragen.

Der für diese Versuche verwendete Werkstoff war ein weicher Kohlenstoffstahl mit folgenden Festigkeitswerten:

$$\sigma_{0,2} = 32\ \mathrm{kg/mm^2},$$
$$\sigma_B = 44\ \mathrm{kg/mm^2},$$
$$\delta_4 = 27\text{—}33\ \%.$$

Die Bruchspannung σ_L ist, wie sich aus Abb. 6 ergibt, nur in geringem Maße von der Augenform abhängig. Sie liegt nur wenige Prozent unterhalb der Materialzugfestigkeit und nimmt mit steigendem Verhältnis $\frac{a_1}{d}$ etwas ab, ähnlich wie die Festigkeit gelochter Zugstäbe. Der Festigkeitsabfall dürfte auch hier bei sprödem Material etwas größer sein.

Die Zugspannung $\sigma_{L\,1,0}$ hängt dagegen wesentlich stärker vom Verhältnis $\frac{a_1}{d}$ ab. In Abb. 7 sind die Ergebnisse mit Laschen aus dem gleichen Stahl mit einem Dickenverhältnis $\frac{s}{d}$ zwischen 0,32 und 0,64 wiedergegeben. Daneben wurde gestrichelt eine Kurvenschar eingezeichnet, für die die Lochaufweitung um 1 % durch Überschreiten der zulässigen Lochleibungsspannung $p_{L\,1,0}$ bei großem Randabstand a erreicht wird. Wie man sofort sieht, besteht zwischen der Lochleibungsspannung und der Zugspannung im Wangenquerschnitt die Beziehung:

$$\sigma_L = p_L \cdot \frac{d}{(2\,a_1 - d)}.$$

Die gestrichelte Kurvenschar ergibt also eine obere Grenze für den Wert $\frac{\sigma_{L\,1,0}}{\sigma_{0,2}}$. Bei kleineren Werten $\frac{a_1}{d}$ liegt die Verformungsgrenze in der Nähe der 0,2-Grenze des Materials und bei großen Werten $\frac{a_1}{d}$ schmiegt sich die Kurve für $\frac{\sigma_{L\,1,0}}{\sigma_{0,2}}$ der gestrichelten Begrenzungskurve an; das heißt, daß bei großen Werten $\frac{a_1}{d}$ eine merkliche bleibende Verformung im Wangenquerschnitt nicht mehr eintreten kann, sondern daß dann die gemessene Verformung durch Lochleibung erreicht worden ist.

Für die Praxis ist es oft wichtig, diejenigen Augenformen zu kennen, für die die Bruchfestigkeit im Scheitel- und Wangenquerschnitt gerade gleich groß ist, weil sich damit die günstigste Materialausnutzung ergibt. In Abb. 8 ist daher dasjenige Randabstandsverhältnis $\frac{a}{a_1}$, für welches ein Lochleibungsbruch und ein Zugbruch gleichzeitig zu erwarten sind, über $\frac{a_1}{d}$ mit $\frac{s}{d}$ als Parameter aufgetragen.

Es zeigt sich, daß es vorteilhaft ist, den Randabstand im Scheitelquerschnitt größer zu wählen als im Wangenquerschnitt, insbesondere bei kleinen Wandstärken der Laschen und großen seitlichen Randabständen.

Die Ergebnisse dieser Untersuchungen, die für eine Reihe der wichtigsten Laschenformen in Dural und Stahl verschieden hoher Festigkeit durchgeführt wurden, ermöglichen die Bestimmung der Bruchlast sowie der, in Anlehnung an die Streckgrenze des Zerreißstabes definierten Verformungsgrenze der Bolzenaugen für einen Bruch im Scheitelquerschnitt und im Querschnitt senkrecht zur Kraftrichtung. Damit ergeben sich weiterhin Richtwerte für die festigkeitsmäßig günstigere Gestaltung der Augen. Die Gültigkeit der Versuchsergebnisse erstreckt sich auf zähe Werkstoffe und alle praktisch vorkommenden Augenformen.

Schrifttum

[1] *J. M. Bernhard, Berechnung von Stangenköpfen, Z. d. VDI, Bd 74 (1930).*

[2] *J. Mathar, Versuche über die Spannungsverteilung an Stangenköpfen, Forschungsarbeiten, Heft 306, Berlin 1928.*
E. Preuß, Versuche über die Spannungsverteilung an gelochten Flacheisen, Forschungsarbeiten, Heft 126, Berlin 1912.

[3] *D. Douglas, The Strength of Lugs, A. R. C. Technical Report 1936.*

[4] *R. A. Miller, The Bearing Strength of Steel and Alumin Alloy Sheet in Riveted or Bolted Joints, Journal of the aeronautical Sciences, Nov. 1937.*



Bild: Haine-PBZ

Ein im Vorfeld von Berlin abgeschossener englischer Bomber

Zur Nockenform der Ventilsteuerung beim Viertakt-Ottomotor

von Dr.-Ing. H. DENKMEIER, Berlin-Adlershof[1])

Einleitung

In den Lehrbüchern über neuzeitliche Verbrennungsmotoren liest man allgemein, daß die zulässige Anfangsbeschleunigung bei Ventilsteuerungen $b_{max} = 2000$ m/sec² nicht übersteigen darf, da sonst Störungen bzw. Ventilbrüche auftreten würden. Die Berechnung von Ventilsteuerungen, d. h. des Nockens, beschränkt sich meist nur auf die maximal auftretende Verzögerung bei Höchstdrehzahl, um damit die Stärke der Ventilfedern festlegen zu können. Ganz allgemein wird noch gesagt, daß sich bei einer Anfangsbeschleunigung, die 2- bis 2,5mal so groß ist als die maximale Verzögerung an der Nockenspitze, günstige Verhältnisse ergeben.

H. Ricardo gibt in seinem Buch „Schnellaufende Verbrennungsmotoren" an, daß der mittlere Druck zwischen Nocken und Stößel während des Zeitabschnittes, in dem der Nocken das Ventil antreibt, 115 kg erreichen darf[2]); daraus errechnet er eine zulässige Beschleunigung beim Öffnen des Ventils von 1370 m/sec². Auf das Verhalten der Stoßkraft beim Öffnen der Ventile, die wiederum abhängig ist vom Ventilspiel s_0, wird in keiner Veröffentlichung eingegangen, obwohl diese den größten Einfluß auf die zulässige Beanspruchung hat.

Die vorliegenden Untersuchungen zeigen, daß der Anfangsbeschleunigung keine Grenze gesetzt ist; sie beweisen, daß die Beanspruchung beim Öffnen bei konstanter Drehzahl und gleichbleibendem Ventilspiel mit zunehmender Beschleunigung abnimmt. Die Vorgänge beim Öffnen und Schließen des Ventils werden näher untersucht; für den harmonischen Nocken wird der Einfluß der Beschleunigung an der Nockenflanke (d. h. beim Abheben des Ventils) auf die tatsächliche Flächenpressung zwischen Nocken und Stößel gezeigt. Diese Flächenpressung hängt ab von dem Krümmungsradius ϱ sowie von der Summe der von dem Nocken zu überwindenden Kräfte. Diese setzen sich zusammen aus der Stoßkraft P_S, die wiederum abhängig ist vom Ventilspiel s_0, der Nockenform und der Gesamtelastizität der Steuerung, der Ventilfederkraft P_F, der Beschleunigungskraft P_B und beim Auslaßventil der Gaskraft P_G.

Die auftretenden Seitenkräfte sind bei dieser Form der Steuerung äußerst gering und können deshalb vernachlässigt werden. Die Flächenpressung zwischen dem Nocken mit dem Krümmungsradius ϱ und dem geraden Stößel errechnet sich aus der Hertzschen Gleichung (Hütte I, S 570) für einen Kreiszylinder und ebener Platte. Beim Schließen des Ventils wird der Ventilschaft durch die Federkraft sowie durch die überlagerte Stoßkraft auf Zug beansprucht. Die Federkraft ist konstant, dagegen ist die Stoßkraft P_S wieder abhängig vom Ventilspiel s_0, von der Nockenform und von der Elastizität des Ventils. Die Flächenpressung zwischen Nockenspitze und Stößel bei maximaler Drehzahl ist praktisch Null, da die Federkraft bei vollem Ventilhub so groß gewählt wird, daß die Massenwirkung von Ventil und Stößel gerade aufgehoben wird.

Der Einfluß der Ventilbeschleunigung auf den Liefergrad eines Viertakt-Ottomotors wird gezeigt.

---

[1]) *Gekürzte Fassung der unter dem Titel: „Der Einfluß der Nockenform auf die Gesamt-Elastizität und auf die tatsächliche Beanspruchung einer Ventilsteuerung sowie auf den Liefergrad eines Viertakt-Ottomotors" von der TH-Berlin als Dissertation genehmigten Arbeit [D 83].*

[2]) *Bei Nocken von 16 mm Breite und 32 mm Stößelflächendurchmesser.*

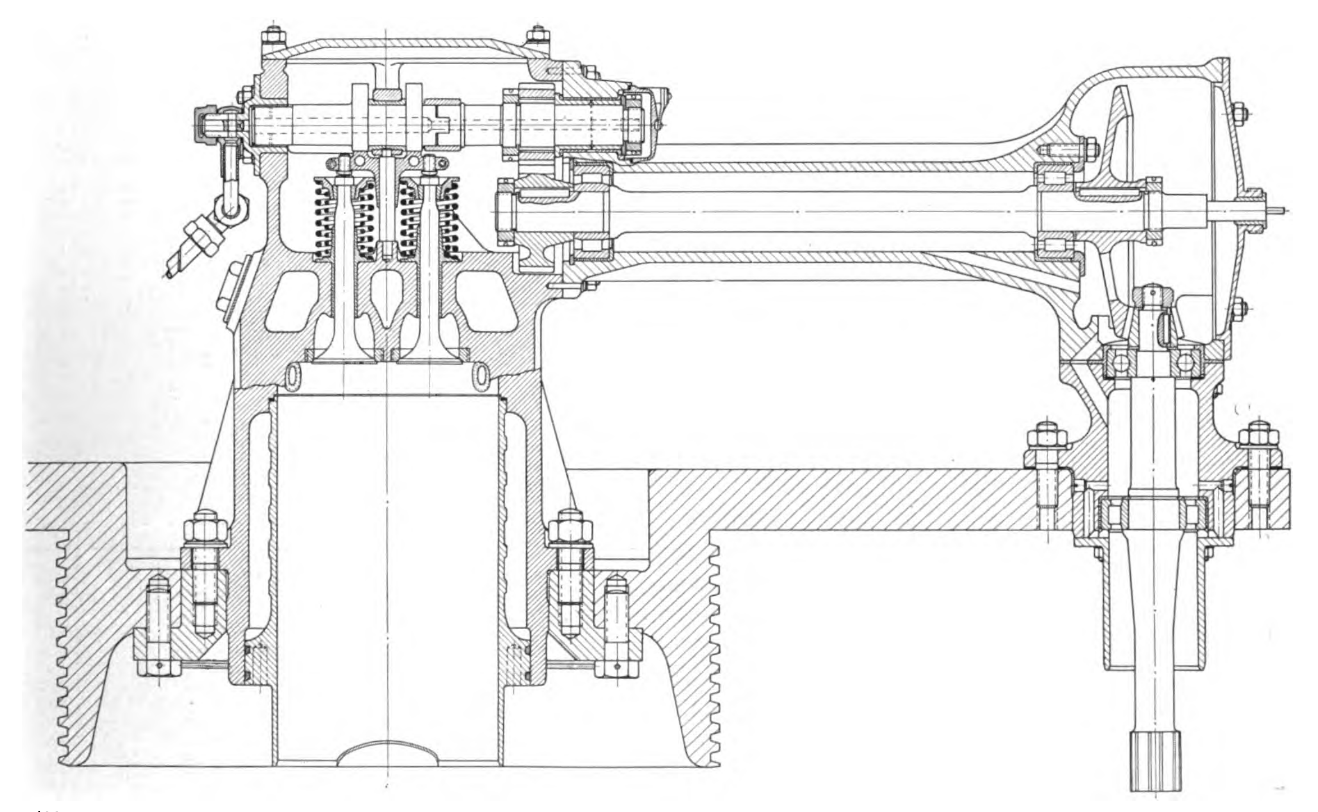


Abb. 1. Schnittzeichnung durch den 1 l-Zylinder

Gang der Untersuchung

Die Versuche wurden auf einem DVL-Einzylinder-Prüfstand mit einem Einliter-Versuchszylinder mit folgenden Daten durchgeführt:

Hub × Bohrung		110 × 110 mm
Pleuellänge	$l =$	176 mm
Zylinderinhalt	$V_H =$	1,044 l
Verdichtungsverhältnis . .	$\varepsilon =$	1 : 6
Lichter Ventildurchmesser .	$d_v =$	33 mm
Ventilhub	$h_{max} =$	8,6 bzw. 11 mm

Der Aufbau sowie die Konstruktion des Zylinders (Abb. 1) wurden so durchgeführt, daß sich das Auswechseln der verschiedenen Nockenformen möglichst schnell und einfach durchführen ließ. Dazu wurde die Bauart mit vier Ventilen und mit zylindrischem Verbrennungsraum gewählt. Je zwei Ein- und Auslaßventile werden über einem gemeinsamen Stößel durch die in der Mitte gelagerte Nockenwelle betätigt. Nockenwelle und Antriebswelle sind durch eine Klaue kraftschlüssig verbunden. Die Abmessungen der Ein- und Auslaßventile unterscheiden sich nur im Durchmesser des Schafts, der beim Auslaßventil hohl gebohrt und zu drei Fünfteln mit Natrium gefüllt ist. Ähnlich wie bei der Bauart Junkers wurde eine nasse Zylinderlaufbüchse mit sechs Zugankern vorgesehen; dadurch wurde eine bessere Abdichtung gegen den Verbrennungsraum erzielt.

Für die Untersuchungen wurden acht harmonische Nockenformen (gerader Stößel) entworfen und durchgerechnet; die bei einer Nockenwellendrehzahl von 1700 U/min eine maximale Beschleunigung b_{max} von 1337 m/sec² bis 3760 m/sec² ergeben. Um gleichzeitig über das geeignete Stößelmaterial Erkenntnisse zu erhalten, wurden für die Versuche Stößel aus Einsatzstahl ECN 45 sowie Stößel aus gewöhnlichem C-Stahl mit aufgelöteten Widiaplättchen verwendet.

Für den harmonischen Nocken mit geradem Stößel gelten folgende Beziehungen:

F ü r d i e F l a n k e :

Die Nockenerhebung $s = (\varrho - R) \cdot (1 - \cos \Theta_F)$;

Geschwindigkeit $v = \frac{ds}{dt} = \omega (\varrho - R) \sin \Theta_F$ (ω = Winkelgeschwindigkeit der Nockenwelle);

Beschleunigung $b = \frac{d^2 s}{dt^2} = \omega^2 (\varrho - R) \cos \Theta_F$;

maximaler Flankenwinkel $\sin \Theta_{F\,max} = \frac{a \cdot \sin \Theta}{\varrho - r_S}$;

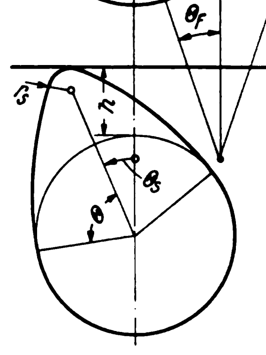
F ü r d i e S p i t z e g i l t :

$s = a \cdot \cos \Theta_S + r_S - R$;

$v = \frac{ds}{dt} = \omega \cdot a \cdot \sin \Theta_S$;

$b = \frac{d^2 s}{dt^2} = -\omega^2 \cdot a \cdot \cos \Theta_S$;

Abstand des äußersten Berührungspunktes $c_{max} = (\varrho - R) \cdot \sin \Theta_{F\,max}$;



Spitzenradius

$$r_S = \frac{R(\varrho - R - h) - \frac{h^2}{2} - (\varrho - R)(R + h) \cdot \cos \Theta}{\varrho - R - h - (\varrho - R) \cdot \cos \Theta};$$

daraus

$$\varrho = \frac{a^2 + R^2 - r_S^2 - 2 a R \cdot \cos \Theta}{2 \cdot (R - r_S - a \cdot \cos \Theta)}.$$

Zahlentafel 1 gibt eine Übersicht über die Abmessungen und maximalen Beschleunigungen bei $n_{kW} = 3400$ U/min der untersuchten Nockenformen. Als Gesamtöffnungswinkel der Nocken wurden 156° festgelegt.

Zahlentafel 2 enthält die Ventilerhebung, -geschwindigkeit und -beschleunigung für die acht Nocken abhängig von Θ_F und Θ_S.

Zahlentafel 1

Nockenform		VIII	IX	X	XI	XII	XIII	XIV	XV
R	mm	13	13	13	13	13	13	13	13
h_{max}	mm	11	11	11	11	11	11	11	11
Θ		78°	78°	78°	78°	78°	78°	78°	78°
ϱ	mm	55,2	64,2	71,5	82	99	109,2	115,6	131,8
r_S	mm	6,0	7,0	7,5	8	8,5	8,7	8,8	9
a	mm	18	17	16,5	16	15,5	15,3	15,2	15,0
$b_{max\,\Theta_F=0}$	m/sec²	1337	1623	1853	2190	2726	3049	3252	3765
$\Theta_{F\,max}$		21°	16° 54′	14° 36′	12° 11′	9° 38′	8° 34′	8°	6° 52′
$b_{max\,\Theta_S=0}$	m/sec²	— 570	— 539	— 523	— 507	— 491	— 485	— 482	— 475

Zahlentafel 2

Nockenform VIII	s	v	b	*Nockenform IX*	s	v	b
Für die Flanke gilt:							
$\Theta_F =$ 0°	0	0	1337	$\Theta_F =$ 0°	0	0	1623
= 15°	1,44	1,94	1293	= 8°	0,497	1,268	1607
= 21°	2,80	2,70	1249	= 16° 54′	2,212	2,65	1553
Für die Spitze gilt:							
$\Theta_S =$ 0°	11	0	— 570	$\Theta_S =$ 0°	11,0	0	— 539
= 20°	9,90	1,095	— 536	= 20°	9,97	1,03	— 506
= 40°	6,80	2,06	— 437	= 40°	7,0	1,94	— 412
= 57°	2,80	2,68	— 311	= 61° 6′	2,21	2,65	— 260

Nockenform X

	s	v	b
$\Theta_F = 0°$	0	0	1853
$= 7°$	0,4385	1,27	1838
$= 14° 36'$	1,895	2,62	1794
$\Theta_S = 0°$	11	0	— 523
$= 20°$	10	1,005	— 491
$= 40°$	7,14	1,89	— 401
$= 60°$	2,75	2,54	— 262
$= 63° 24'$	1,895	2,62	— 234

Nockenform XI

	s	v	b
$\Theta_F = 0°$	0	0	2185
$= 6°$	0,38	1,286	2175
$= 12° 11'$	1,55	2,59	2140
$\Theta_S = 0°$	11	0	— 507
$= 20°$	10,05	0,975	— 477
$= 40°$	7,25	1,835	— 388
$= 60°$	3,0	2,465	— 254
$= 65° 49'$	1,55	2,59	— 208

Nockenform XII

	s	v	b
$\Theta_F = 0°$	0	0	2726
$= 9° 38'$	1,21	2,56	2690
$\Theta_S = 0°$	11	0	— 491
$= 20°$	10,07	0,944	— 462
$= 40°$	7,38	1,778	— 377
$= 60°$	3,25	2,39	— 246
$= 68° 22'$	1,21	2,56	— 181

Nockenform XIII

	s	v	b
$\Theta_F = 0°$	0	0	3049
$= 4°$	0,231	1,295	3043
$= 8° 34'$	1,08	2,55	3017
$\Theta_S = 0°$	11	0	— 485
$= 20°$	10,09	0,932	— 456
$= 40°$	7,42	1,755	— 371
$= 60°$	3,35	2,355	— 243
$= 69° 26'$	1,08	2,55	— 171

Nockenform XIV

	s	v	b
$\Theta_F = 0°$	0	0	3250
$= 4°$	0,246	1,27	3245
$= 8°$	0,995	2,54	3220
$\Theta_S = 0°$	11	0	— 482
$= 20°$	10,095	0,925	— 453
$= 40°$	7,43	1,74	— 369
$= 60°$	3,4	2,34	— 241
$= 70°$	0,995	2,54	— 164,5

Nockenform XV

	s	v	b
$\Theta_F = 0°$	0	0	3765
$= 6° 52'$	0,855	2,53	3740
$\Theta_S = 0°$	11,0	0	— 475
$= 20°$	10,1	0,913	— 447
$= 40°$	7,5	1,72	— 364
$= 60°$	3,5	2,31	— 238
$= 71° 8'$	0,855	2,53	— 154

Die Ventilerhebung, die Ventilgeschwindigkeit wie die Ventilbeschleunigung für $n_{kW} = 3400$ U/min abhängig vom Nockenwellenwinkel für die Nockenform VIII zeigt Abb 2. Nockenform XIII wurde nicht ausgeführt, da der Unterschied in der Beschleunigung zwischen Form XII und XIV nur gering ist.

Zum Vergleich der sieben Nockenformen ist in Abb. 3 der freigegebene Ventilquerschnitt[3]) abhängig vom Kurbelwellenwinkel aufgetragen. Nimmt man den Öffnungsquerschnitt der Nockenform VIII zu 100 % an, so ergibt sich eine Vergrößerung des freien Ventilquerschnittes bei Nockenform XV um 10 %. Durch Vorversuche wurde festgestellt, daß sowohl für Einlaßhub als auch für Auslaßhub von 11 mm der günstigste Leistungsverlauf erzielt wurde. Bei Volleistung wurde als günstigste Länge für den Ansaugstutzen 450 mm ermittelt. Sodann wurden die günstigsten Steuerzeiten für Auslaß schließt für 35° no T und Einlaß öffnet zu 38° vo T ermittelt.

Kräfte beim Öffnen des Ventils

Die Stoßkraft P_S ist abhängig vom Ventilspiel s_0 im betriebswarmen Zustand, von der Auftreffgeschwindigkeit V_N des Nockens auf dem Stößel, von den zu bewegenden Massen m sowie von der Gesamtelastizität der Ventilsteuerung.

P_S bei veränderlichem Ventilspiel. Um das Ventilspiel s_0 im Betriebszustand einwandfrei festlegen zu können, wurde die Veränderung des Spiels beim Anfahren und unter Vollast aus der Änderung der Steuerzeiten ermittelt. Zu diesem Zweck wurde je ein Ein- und Auslaßventil des Einliter-Motors als Kontaktgeber umgebaut, die beim Öffnen der Ventile einen Stromkreis schließen und dadurch eine Glimmlampe zum Leuchten bringen. Der Lichtpunkt wird auf ein lichtempfindliches Papier projiziert, das auf einer mit der Kurbelwelle gekuppelten Trommel aufgespannt ist. Aus der Länge des belichteten Papierstreifens lassen sich die Steuerzeiten entnehmen, und aus der Änderung der Länge die Änderung der Steuerzeiten und damit das Ventilspiel (vgl. Abb. 4).

[3]) *Freier Ventilquerschnitt* $F_v = d_v \cdot \pi \cdot h \cdot \cos\alpha$; α = *Ventilsitzwinkel.*

Abb. 5 zeigt, daß das Auslaßspiel bei Fremdantrieb zunächst konstant bleibt, beim Fahren mit eigener Kraft nimmt es allmählich ab. Im Betriebszustand und bei Vollast stellt sich ein um 0,05 mm kleineres Spiel ein wie beim kalten Motor, obwohl der Ausdehnungskoeffizient von Leichtmetall bedeutend größer ist als bei Stahl. Dieser Unterschied wird durch die hohe Temperatur des Auslaßventiles ausgeglichen. Anders ist es beim Einlaßventilspiel; da das Einlaßventil nicht wärmer wird als das Zylindergehäuse, ist beim betriebs-

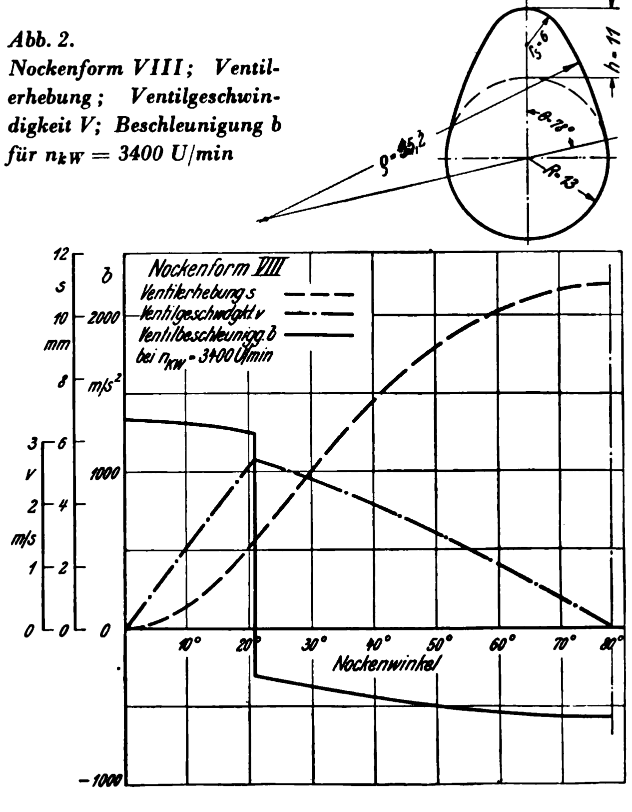


Abb. 2. Nockenform VIII; Ventilerhebung; Ventilgeschwindigkeit V; Beschleunigung b für n_{kW} = 3400 U/min

warmen Motor das Spiel um 0,16 mm größer geworden. Da die Untersuchungen bei gleichem Ein- und Auslaßventilspiel = 0,3 mm durchgeführt werden sollten, wurde aus dieser Erkenntnis heraus das Einlaßspiel am kalten Motor mit 0,15 mm, das Auslaßspiel am kalten Motor mit 0,35 mm eingestellt.

Entsprechend der Größe des Ventilspiels s_0 trifft der Nocken mit einer bestimmten Geschwindigkeit V_N auf den Stößel auf. Die aufzuwendende Arbeit, um Stößel, Ventil, Ventilfedern, Federteller usw. mit der Geschwindigkeit V_N zu bewegen, ist $E = {}^1/_2\, m \cdot v_N^2$; wobei für ein Ventil, m die Masse von 1 Ventil, 50 % des Stößels, 50 % der Ventilfedern sowie von Teller mit Keilen bedeutet. Diese Arbeit wird beim Öffnen des Ventils vom Stößel, Ventil, Zylindergehäuse und Steuerungsantrieb als Formänderungsarbeit A aufgenommen, d. h. es ist $E = A$[4]). Die Arbeit, die vom Stößel, Ventil usw. aufgenommen werden kann, wird vorher durch Druckbelastung bestimmt. Zu diesem Zweck wurden Druck-Weg-Diagramme aufgenommen.

Abb. 6 zeigt den Druck-Weg-Verlauf vom Ein- bzw. Auslaßventil, Abb. 7 das aufgenommene Diagramm vom Ventilstößel, die Belastung erfolgte entsprechend der Beanspruchung im Betrieb; die Auflager bildeten die Einstellschrauben, die Belastung erfolgte über die geraden Stößelflächen. Abb. 8 zeigt das Last-Dehnungsdiagramm des Zylindergehäuses, die Einspannung erfolgte am Zylinderflansch, die Belastung wurde am Nockenwellen-Lagerbügel angebracht. In Abb. 9 ist die Gesamtelastizität des Steuerungsantriebes aufgetragen; diese wurde so ermittelt, daß der Nocken festgeklemmt wurde und die Belastung über die Schwungscheibe, Kurbelwelle, Königswelle und Nockenwelle erfolgte, die Verdrehung der in Grad Kurbelwellenwinkel

[4]) *Dabei wurde die Annahme gemacht, daß das System vollkommen elastisch ist und daß die Kraft nicht stoßartig, sondern kontinuierlich wirke. Die Stoßkraft ist in Wirklichkeit kleiner. Der hier gemachte Ansatz ist daher nur näherungsweise richtig.*

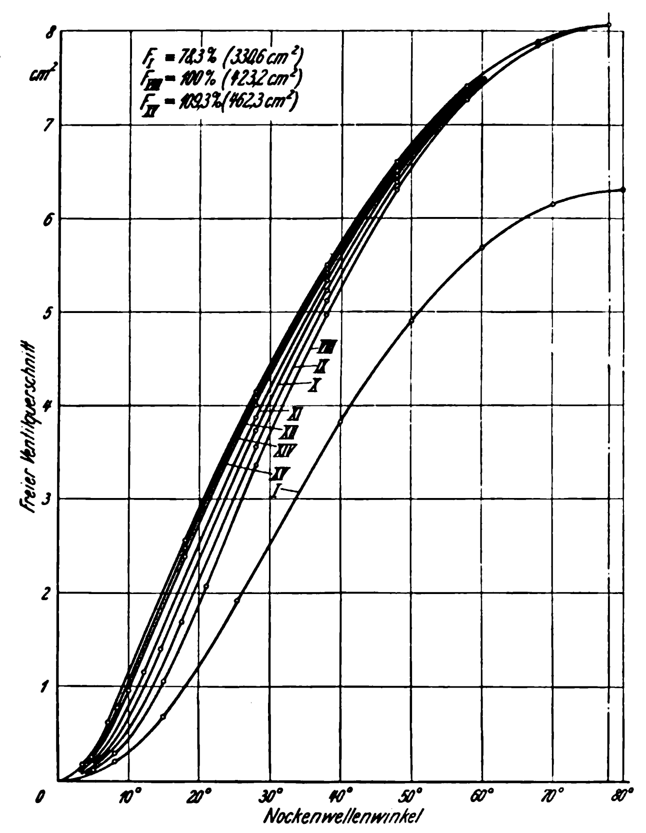


Abb. 3. Freigegebene Ventilquerschnitte abhängig vom Nockenwellenwinkel für die acht Nockenformen

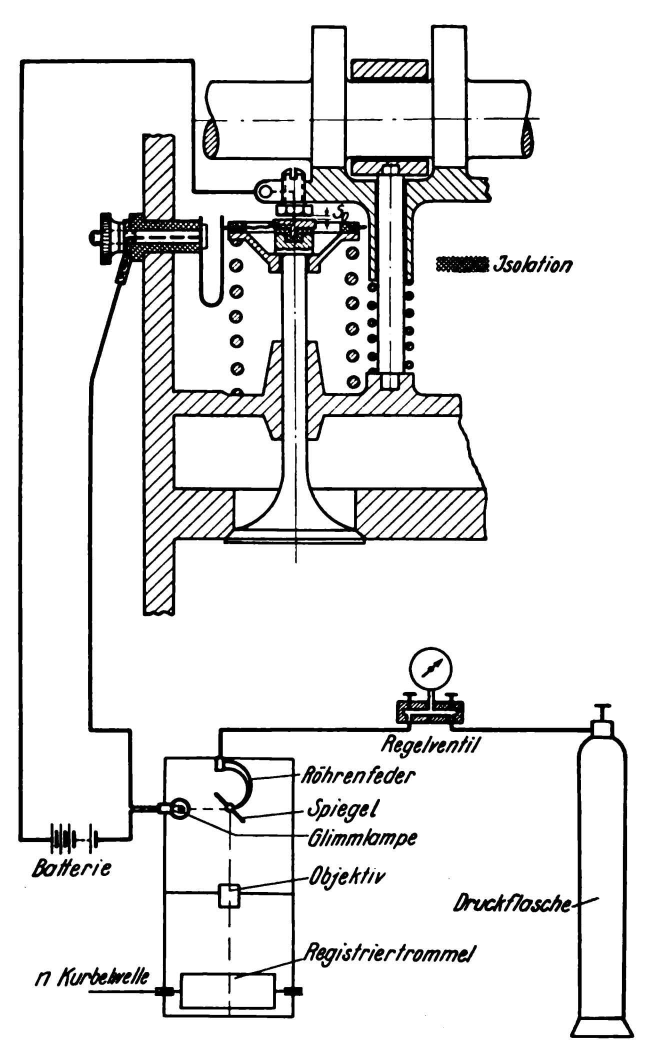


Abb. 4. Schema der Ventilspielmeßvorrichtung

gezeichneten Schwungscheibe gab ein Maß für die Elastizität des gesamten Steuerungsantriebes. Die Addition dieser vier Dehnungslinien ergibt die Gesamtelastizität $\Delta l_1 + \Delta l_2$ oder das Arbeitsdiagramm, wobei Δl_1 ein Maß für die Elastizität von Ventil, Stößel und Gehäuse und Δl_2 ein Maß für die Elastizität vom Steuerungsantrieb ist. Aus der eingeschlossenen Fläche zwischen Dehnungslinie und X-Achse ist die Formänderungsarbeit zu bestimmen. Bei geradliniger Abhängigkeit der Längenänderung $\Delta l_1 + \Delta l_2$ von der Belastung P ergibt sich die Formänderungsarbeit aus dem Inhalt der eingeschlossenen Fläche zu $A = {}^1/_2\, P_S \cdot (\Delta l_1 + \Delta l_2)$.

Nun ist nach dem Energiesatz:

$$ {}^1/_2\, P_S \cdot (\Delta l_1 + \Delta l_2) = {}^1/_2\, m \cdot v_N^2; \qquad (1)$$

daraus

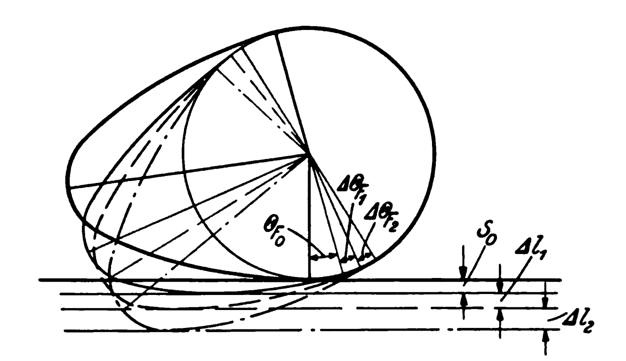
$$P_S = \frac{m \cdot v_N^2}{\Delta l_1 + \Delta l_2}.$$

Daraus ist zu ersehen, daß bei gegebenen Verhältnissen die Stoßkraft in erster Linie von der Elastizität der gesamten Steuerung abhängig ist. Bei flachem Verlauf der Dehnungslinie wird, da ${}^1/_2\, m \cdot v_N^2 = \text{const}$ ist, P_S klein und $\Delta l_1 + \Delta l_2$ groß. Dies ist der Fall bei Ventilen mit dünnem Schaft, schwachen Stößeln oder sehr elastischem Steuerungsantrieb. Im umgekehrten Fall kann die Stoßkraft sehr hohe Werte annehmen, wenn gleichzeitig das Ventilspiel unzulässig groß ist.

Für den Fall, daß das Ventilspiel $s_0 = 0$ mm, wird die Stoßkraft $P_S = 0$, da die Auftreffgeschwindigkeit V_N Null wird; dies ist zu erwarten bei Ventilsteuerungen mit

automatischem Spielausgleich oder bei Steuerungen, deren Ventilspiel im Betriebszustand annähernd Null ist.

Die Längenänderungen von Ventil, Stößel und Zylindergehäuse lassen sich geometrisch addieren, so daß man auf einfache Weise die Gesamtelastizität ohne Steuerungsantrieb erhält. Schwieriger ist die Addition der Elastizität des Steuerungsantriebes, die in Grad Kurbelwinkel abhängig vom Drehmoment aufgenommen wurde.



Die Addition der Dehnungslinien von Ventil, Stößel und Zylindergehäuse ergibt einen geradlinigen Verlauf abhängig von der Belastung P, dieser ist für alle Versuche konstant; es ist $P = A \cdot \Delta l_1$, wobei A die Federkonstante von Ventil + Stößel + Zylindergehäuse bedeutet. Der Verlauf der Elastizität des Steuerungsantriebes erfolgt nach $M_d = B \cdot \Delta \Theta_{F_2}$, B kennzeichnet die Elastizität des Antriebes, $\Delta \Theta_{F_2}$ ist der dem angreifenden Drehmoment entsprechende Verdrehwinkel. Die Gesamtelastizität der Ventilsteuerung setzt sich aus der Längenänderung einerseits und der Winkeländerung andererseits zusammen. Um beide addieren zu können, ist es zweckmäßig, die Winkeländerung in eine Längenänderung umzuwandeln.

Im vorliegenden Fall ist die Gleichung der elastischen Linie von Ventil, Stößel und Zylindergehäuse

$$P = 2714{,}3 \cdot \Delta l_1 ;$$

vom Steuerungsantrieb

$$M_d = 1190 \cdot \Delta \Theta_{F_2} .$$

Nehmen wir das Ventilspiel zu 0,1 mm entsprechend $\Theta_{F_0} = 4°$ bei Nockenform VIII an, so wird bei einer Belastung von $P = 500$ kg

$$P = 2714{,}3 \cdot \Delta l_1 ; \quad \Delta l_1 = \frac{500}{2714{,}3} = 0{,}184 \text{ mm} ;$$

für die Flanke gilt:

$$s = (\varrho - R)\,(1 - \cos \Theta_F); \quad \cos \Theta_F = 1 - \frac{s}{\varrho - R} .$$

Der dem Ventilspiel $s_0 = 0{,}1$ mm und der Längenänderung $\Delta l_1 = 0{,}184$ mm entsprechende Nockenwinkel ist $\Theta_{F_0} + \Delta \Theta_{F_1}$;

$$\cos (\Theta_{F_0} + \Delta \Theta_{F_1}) = 1 - \frac{0{,}1 + 0{,}184}{55{,}2 - 13} = 0{,}99327 ;$$

$$\Theta_{F_0} + \Delta \Theta_{F_1} = 6° \, 40'$$

für $\Theta_{F_0} + \Delta \Theta_{F_1} = 6° \, 40'$ wird der Abstand des Berührpunktes zwischen Nocken und Stößel von der Drehachse $c_1 = (\varrho - R) \cdot \sin (\Theta_{F_0} + \Delta \Theta_{F_1}) = 42{,}2 \cdot 0{,}1161 = 4{,}9$ mm.

An diesem Hebelarm greift die Kraft $P = 500$ kg an, es ergibt sich ein Drehmoment

$$M_d = P \cdot c_1 = 500 \cdot 4{,}9 = \underline{2450 \text{ mmkg}}$$

und dieses Drehmoment ergibt einen zusätzlichen Verdrehwinkel entsprechend: $M_d = 1190 \cdot \Delta \Theta_{F_2}$;

$$\Delta \Theta_{F_2} = \frac{M d}{1190} = \frac{2450}{1190} = 2° \, 4'$$

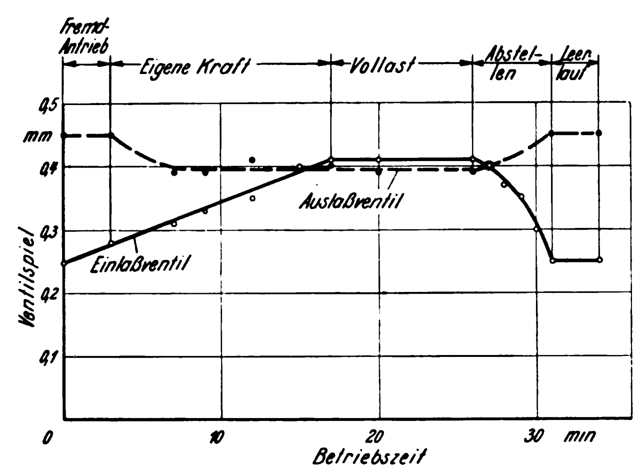


Abb. 5. Ventilspieländerung abhängig vom Warmfahren

entsprechend einem theoretischen Ventilhub

$$s_0 + \Delta l_1 + \Delta l_2 = (\varrho - R) \cdot [1 - \cos (\Theta_{F_0} + \Delta \Theta_{F_1} + \Delta \Theta_{F_2})]$$
$$= 42{,}2 \, [1 - \cos (4° + 2° \, 40' + 2° \, 4')] = 0{,}489 \text{ mm} .$$

Die Elastizität des Steuerungsantriebes ausgedrückt in Form einer Längenänderung ist somit

$$\Delta l_2 = 0{,}489 - 0{,}284 = \underline{0{,}205 \text{ mm}}.$$

Die Summe von Δl_1 und Δl_2 aufgetragen abhängig von der Belastung P ergibt also die Gesamt-Elastizität dieser Steuerung.

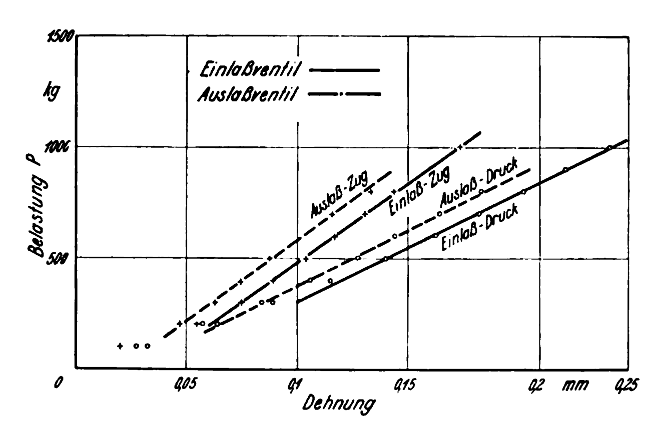


Abb. 6. Druck- und Zug-Elastizität des Ein- und Auslaßventils

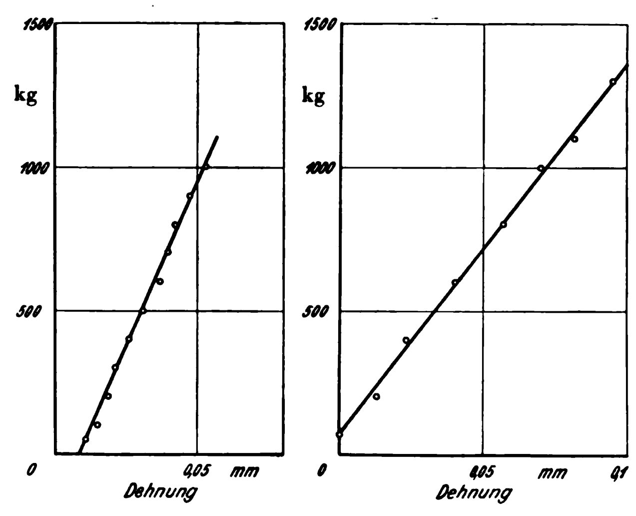


Abb. 7. Druck- und Zug-Elastizität des Ventilstößels

Abb. 8. Last - Dehnungsdiagramm des 1 l-Zylindergehäuses

Zahlentafel 3 gibt eine Übersicht über die Gesamtelastizität $\Delta l_1 + \Delta l_2$ der Ventilsteuerung für die verschiedenen Nockenformen und für veränderliches Ventilspiel s_0.

Ganz allgemein gilt für den harmonischen Nocken bei einem Ventilspiel s_0:

$$\cos \Theta_P = 1 - \frac{s}{\varrho - R}\,; \quad \cos(\Theta_{F_0} + \Delta\Theta_{F_1}) = 1 - \frac{s_0 + \Delta l_1}{\varrho - R}\,;$$

$$\Delta l_1 = \frac{P}{A}\,;$$ zugehöriger Hebelarm c_1:

$$c_1 = (\varrho - R)\sin(\Theta_{F_0} + \Delta\Theta_{F_1})$$
$$= (\varrho - R)\sin\left[\mathrm{arc}^\circ\cos\left(1 - \frac{s_0 + P/A}{\varrho - R}\right)\right];$$

$$\Delta\Theta_{F_1} = \frac{Md}{B}\,;$$

$$\Delta\Theta_{F_2} = \frac{P\cdot c_1}{B}$$
$$= \frac{P}{B}(\varrho - R)\sin\left[\mathrm{arc}^\circ\cos\left(1 - \frac{s_0 + P/B}{\varrho - R}\right)\right];$$

$$\Theta_{F_0} + \Delta\Theta_{F_1}) + \Delta\Theta_{F_2} = \mathrm{arc}^\circ\cos\left[1 - \frac{s_0 + P/A}{\varrho - R}\right]$$
$$+ \frac{P}{B}(\varrho - R)\sin\left[\mathrm{arc}^\circ\cos\left(1 - \frac{s_0 + P/A}{\varrho - R}\right)\right];$$

$$s = (\varrho - R)(1 - \cos\Theta_P)\,;$$

$$s - s_0 = \Delta l_1 + \Delta l_2$$
$$= (\varrho - R)\left\{1 - \cos\left[\mathrm{arc}^\circ\cos\left(1 - \frac{s_0 + P/A}{\varrho - R}\right)\right.\right.$$
$$\left.\left. + \frac{P}{B}(\varrho - R)\sin\left[\mathrm{arc}^\circ\cos\left(1 - \frac{s_0 + P/A}{\varrho - R}\right)\right]\right]\right\} - s_0.$$

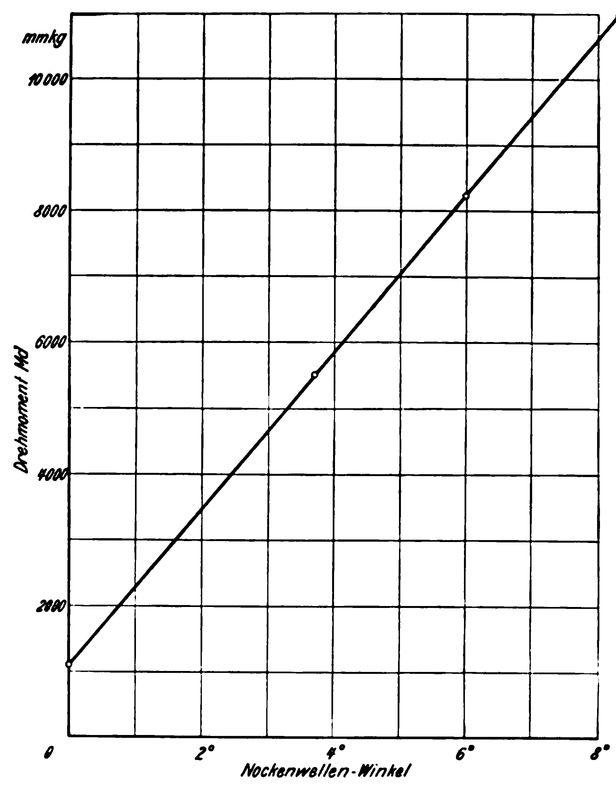


Abb. 9. Elastizität des Steuerungsantriebes

Zahlentafel 3. Gesamt-Elastizität $\Delta l_1 + \Delta l_2$ abhängig von der Belastung P

P	s_0		$\Delta l_1 + \Delta l_2$ bei der Nockenform:						
			VIII	IX	X	XI	XII	XIV	XV
		$\varrho - R =$	42,2	51,2	58,5	69	86	102,6	118,8
kg	mm	$\Theta_{F\,max} =$	21°	16° 54′	14° 36′	12° 11′	9° 38′	8°	6° 52′
50	0,1		0,026	0,0275	0,0293	0,0297	0,0333	0,0365	0,0407
100	0,1		0,054	0,0577	0,061	0,0663	0,0737	0,0796	0,0888
150	0,1		0,085	0,092	0,0975	0,106	0,120	0,133	0,1464
200	0,1		0,119	0,1294	0,1385	0,149	0,172	0,1935	0,216
50	0,2		0,033	0,0355	0,033	0,042	0,047	0,0535	0,059
100	0,2		0,067	0,0745	0,078	0,088	0,099	0,113	0,1265
150	0,2		0,104	0,116	0,125	0,140	0,161	0,183	0,206
200	0,2		0,146	0,160	0,176	0,195	0,2275	0,262	0,295
50	0,3		0,039	0,0435	0,046	0,051	0,060	0,0684	0,075
100	0,3		0,080	0,088	0,097	0,109	0,125	0,146	0,164
150	0,3		0,125	0,139	0,152	0,171	0,202	0,233	0,264
200	0,3		0,172	0,1945	0,213	0,260	0,283	0,332	0,379
50	0,4		0,044	0,0505	0,054	0,062	0,072	0,084	0,094
100	0,4		0,092	0,103	0,115	0,129	0,155	0,177	0,203
150	0,4		0,143	0,164	0,179	0,204	0,244	0,284	0,323
200	0,4		0,197	0,219	0,250	0,284	0,342	0,404	0,461

(Fortsetzung und Schluß folgt)

Vortragsabend der Lilienthal-Gesellschaft

Auf Einladung der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung wird Generalmajor Dott. ing. Aldo Guglielmetti, vom Kgl. Italienischen Luftfahrtministerium, Rom, am 12. Juni 1941, 17 Uhr, im Festsaal des Hauses der Flieger über „Entwicklungsrichtungen in der italienischen Luftfahrttechnik" sprechen.

Den in Berlin und seiner weiteren Umgebung ansässigen Mitgliedern der Gesellschaft gehen besondere Einladungen zu. Auswärtige Mitglieder der Gesellschaft und Nichtmitglieder können Eintrittskarten beim Generalsekretariat, Berlin SW 11, Prinz-Albrecht-Str. 5 (Fernruf: 12 00 47, App. 2556), anfordern.

TECHNISCHE KURZBERICHTE

Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S= Seiten, Sp= Spalten, L= Lichtbilder, Sk= Skizzen, Sb= Schaubilder, Z= Zahlentafeln, F= Formelrechnungen, f= ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Flugzeuge/Baumuster

Fletcher Trainer. P 32-9

Verwendung: Anfänger-, Schul- und Übungsflugzeug.

Flugwerk: Freitragender Tiefdecker in Kunststoff-Holzbauweise.

Flügel- und Leitwerkprofil symmetrisch zwecks Auswechselbarkeit jeweils der Flügel, der Seiten- und Höhenflossen, der Seiten- und Höhenruder sowie der Querruder untereinander.

Rumpf mit kreisrundem Querschnitt hinter Motor, in senkrechte Schneide am Leitwerk auslaufend. 2 hintereinanderliegende, verkleidete Sitze.

Aufbau: Als tragendes Beplankungsmaterial dient für Flügel und Rumpf zweischichtiges, in Kunststoff eingebettetes Birkensperrholz, dessen Fasern in Richtung der Hauptspannung verlaufen, so daß eine Art geodätischer Bauweise entsteht.

Bei den Flügelhälften wird diese Beplankung, jeweils für Ober- und Unterseite aus einem Stück bestehend, unter



Bild: Interavia

Fletcher Trainer mit abgenommener Motorverkleidung

Druck und Hitze mit dem Flügelgerüst verleimt. Rumpf in Schalenbauweise, bestehend aus zwei in der neutralen Faser verleimten Haut-Schalenhälften.

Fest-Fahrwerk mit freitragenden Fahrgestellhälften. Laufräder auf Achsstummeln sitzend. Spornrad.

Triebwerk: 1 luftgekühlter, verkleideter Sternmotor von 130 PS Leistung (Anfängerschulung) oder 285 PS (Übung). Verstelluftschraube.

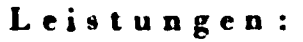
Abmessungen:

Länge	6,56 m	Spannweite	9,15 m

Gewichte:

bei Verwendung eines Motors von 130 PS		bei Verwendung eines Motors von 285 PS	
Fluggewicht (dabei Kraftstoffvorrat 115 l)	955 kg	Fluggewicht (dabei Kraftstoffvorrat 190 l)	1170 kg

Leistungen:



bei Verwendung eines Motors von 130 PS			bei Verwendung eines Motors von 285 PS		
Höchstgeschw.	217	km/h	Höchstgeschw.	282	km/h
Landegeschw.	93	km/h	Landegeschw.	105	km/h
Steiggeschw.	222	m/min	Steiggeschw.	410	m/min

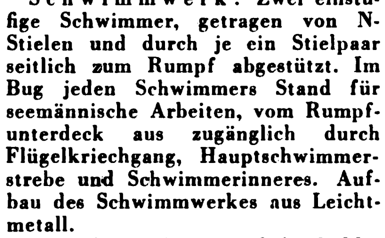
„Fletcher-Übungsflugzeug"; Interavia N 750 (13. 2. 1941) S 6. *G. Teku 41 05 01*

C. R. D. A. „Cant. Z. 511" P 32-9

Hersteller: Cantieri Riuniti dell'Adriatico, Monfalcone-Trieste, Italien.

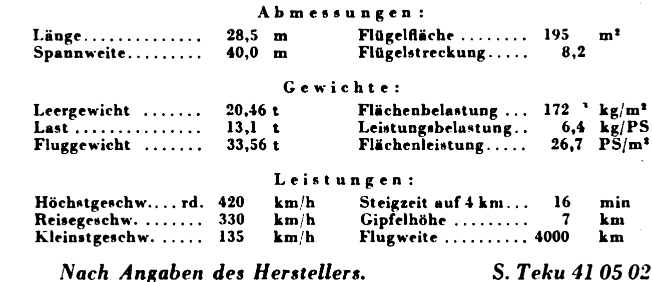
Verwendung: See-Verkehrsflugzeug für Fracht- und Personenbeförderung auf Überseestrecken.

Flugwerk: Freitragender Tiefdeckerflügel, bestehend aus Mittelstück mit den Triebwerken und vier Außenteilen; Wölbungsklappen innerhalb der Querruder. Rumpf von ovalem Querschnitt in Doppeldeck-Unterteilung; Oberdeck eingeteilt in Führer-, Navigations- und Fluggastraum für 16 Gäste (Bettplätze) in 4 Kabinen; Unterdeck, vom Navigationsraum aus zugänglich, als Laderaum für Post und Fracht dienend. Aufbau des Flugwerkes ganz aus Leichtmetall.



Schwimmwerk: Zwei einstufige Schwimmer, getragen von N-Stielen und durch je ein Stielpaar seitlich zum Rumpf abgestützt. Im Bug jeden Schwimmers Stand für seemännische Arbeiten, vom Rumpfunterdeck aus zugänglich durch Flügelkriechgang, Hauptschwimmerstrebe und Schwimmerinneres. Aufbau des Schwimmwerkes aus Leichtmetall.

Triebwerk: 4 luftgekühlte 18 Zyl.-Doppelsternmotoren Piaggio P XII RC 35 von je 1300 PS Nennleistung in 3,5 km Höhe. Triebwerke durch Flügelkriechgänge im Fluge wartbar.



Abmessungen:

Länge	28,5	m	Flügelfläche	195	m²
Spannweite	40,0	m	Flügelstreckung	8,2	

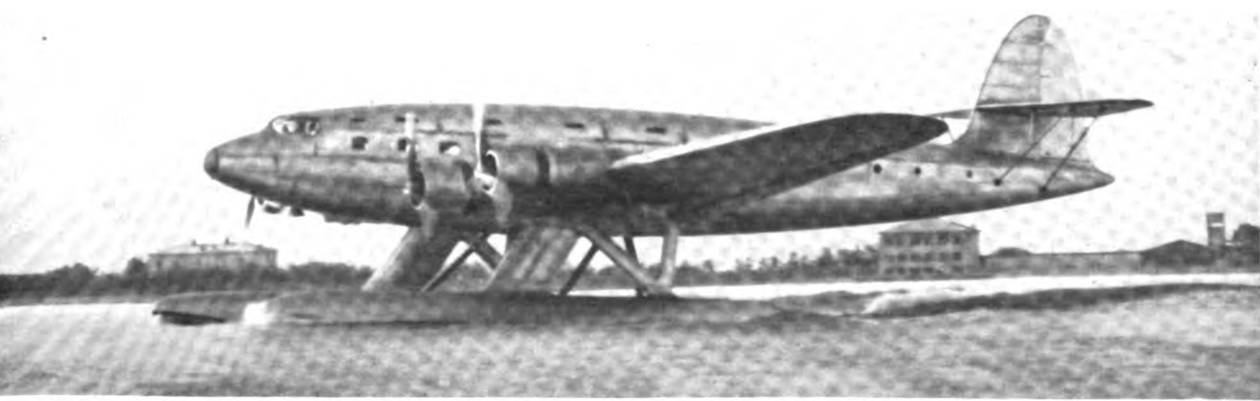
Gewichte:

Leergewicht	20,46	t	Flächenbelastung	172	kg/m²
Last	13,1	t	Leistungsbelastung	6,4	kg/PS
Fluggewicht	33,56	t	Flächenleistung	26,7	PS/m²

Leistungen:

Höchstgeschw. rd.	420	km/h	Steigzeit auf 4 km	16	min
Reisegeschw.	330	km/h	Gipfelhöhe	7	km
Kleinstgeschw.	135	km/h	Flugweite	4000	km

Nach Angaben des Herstellers. *S. Teku 41 05 02*



Werkbild

Italienisches See-Verkehrsflugzeug für Fracht und Personenbeförderung C. R. D. A. „Cant. Z. 511"

FORSCHUNGS-KURZBERICHTE

Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S = Seiten, Sp = Spalten, L = Lichtbilder, Sk = Skizzen, Sb = Schaubilder, Z = Zahlentafeln, F = Formelrechnungen, f = ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Betriebsstoffe

Zähigkeit von Schmierölen. G 35

Bunnosuke Yamaguchi: Viscosity Characteristics of Lubricating Oils as Related to their Chemical Structure; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (6), N 192 (VIII 40), S 109/136 (27 S, 4 Sb, 10 Z, F, f 3 Z).

Bei Kohlenwasserstoffen von hohem Molekulargewicht besteht kein klarer Zusammenhang zwischen dem chemischen Aufbau und der Zähigkeit oder „Viskositätspolhöhe". Theorie und Versuch ergeben, daß bei Flüssigkeiten gleicher Zähigkeit deren Änderung mit der Temperatur vom Aufbau der Molekeln abhängt. Hier gilt die Gleichung von *Walther*. Als Maß für die Schmiereigenschaften empfiehlt sich der „Struktur-Viscositäts-Index", den man aus der Temperaturabhängigkeit berechnet.

E. Foku 41 05 01

Festigkeit

Knickstabberechnung mit unbenannten Beiwerten. A 22 22

Kenneth G. Merriam: Dimensionless Coefficients Applied to the Solution of Column Problems; J. aeron. Sciences Bd 7, N 11 (IX 40), S 478/480 (5 Sp, 1 Sk, 1 Z, F).

Längsbelastete Stäbe lassen sich einfach berechnen, wenn man für das Verhältnis der Knickspannung zur größten Druckspannung, für die Schlankheit bezogen auf die Wurzel aus Elastizitätsmaß zu Druckspannung und für die Exzentrizität mal dem Abstand der gedrückten Faser von der Biegeachse, bezogen auf das Quadrat des Trägheitshalbmessers, unbenannte Beizahlen einführt. Dann nehmen die Knickgleichungen von *Euler* und von *Johnson* wie die Formel für die Druckspannung eines exzentrisch längsbelasteten Stabes einfache Gestalt an. Die Beizahlen liegen zwischen 0 und 1. E. Foku 41 05 02

Schubmittelpunkt eines Flügelnasenholms. A 22 3

H. W. Sibert: Shear Center of a Leading-Edge Wing Beam; J. aeron. Sciences Bd 7, N 12 (X 40), S 520/523 (7 Sp, 1 Sb, 2 Z, F).

Für einen Kastenholm aus Metallblech von gleichbleibendem Querschnitt ergaben sich die Schubspannung an einem Punkt und das Moment der Schubspannungen an einem Querschnitt aus je einem Doppelintegral. Diese lassen sich jedoch nicht auswerten, wenn, wie meist bei Flügelnasen, die Gleichung der Hautform unbekannt ist. Diese läßt sich aber genauer als nach dem Streifenverfahren durch eine Reihe Parabeln annähern. Nunmehr wurden die Doppelintegrale so umgeformt, daß sie einfacher zu berechnen sind. E. Foku 41 05 03

Formänderarbeit in elastischen Fachwerken. A 22 2

Luigi Broglio: Nota sui teoremi del lavoro di deformazione per le strutture elastiche; Atti di Guidonia N 32 (10 VIII 40), S 233/240 (16 Sb, F).

In der Elastizitätslehre gibt es für die Verformung von Fachwerken und ähnlichen Gebilden den Grundsatz der kleinsten Formänderarbeit, den der kleinsten potentiellen Energie und den neuen von *Broglio*: Danach ist von den möglichen Verformungszuständen derjenige wirklich vorhanden, bei dem die potentielle Energie der äußeren Lasten am kleinsten ist. E. Foku 41 05 04

Hautwirkung bei Zweiholmflügeln mit Rippen. A 22 23

G. Santangelo: Indagine sull'effetto irrigidente della lamiera di rivestimento nelle strutture alari a due longheroni con centine e metodo di calcolo per esse; Aerotecn., Bd 20, N 12 (XII 40), S 901/913 (13 S, 5 Sk, F).

Die Drillung eines Zweiholmflügels mit Rippen läßt sich bei veränderlicher Biege- und Drillsteifheit mit Kontinuitätsbetrachtungen einfach behandeln. Der zusätzliche Einfluß der Haut läßt sich dann unter der Annahme, daß diese nur durch schräge Zugspannungen wirkt, dadurch berücksichtigen, daß man die Biegesteifheit der beiden Holme und die Drillsteifheit des Holm-Rippen-Verbandes um einen bestimmten, formelmäßig festgelegten Betrag vermehrt. Bei üblichen Flügelfachwerken trägt die Haut zur Biegesteifheit wenig, zur Drillsteifheit beträchtlich bei. Dies Verfahren gilt genau, wenn beide Holme gleiche Biege- und Drillsteifheit haben, andernfalls angenähert. E. Foku 41 05 05

Spannungen in symmetrischen Ringen. A 22 3

Hans P. Liepmann: General Stress Analysis for Rings with One Axis of Symmetry; J. aeron. Sciences Bd 7, N 12 (X 40), S 509/512 (8 Sp, 4 Sk, F).

Die Spannungsverteilung in Ringen für Schalenrümpfe (vgl. Luru 33 12 03, 33 20 03, 35 06 13) läßt sich nach einem neuen Verfahren nicht nur für Kreise und Ellipsen, sondern für beliebige Umrisse mit senkrechter Symmetrieachse ermitteln, auch für veränderliche Trägheitsmomente. Durch geeignete Wahl des Koordinatensystems ergeben sich die drei Unbekannten unmittelbar und nicht erst aus einem Verband von drei Gleichungen. Beim Kreisring läßt sich der Unterschied von Ring- und Hauthalbmesser berücksichtigen. E. Foku 41 05 06

Flugmechanik

Biegeschwingungen von Flügeln mit Querrudern. A 25 41

W. B. Bergen und Lee Arnold: Graphical Solution of the Bending-Aileron Case of Flutter; J. aeron. Sciences Bd 7, N 12 (X 40), S 495/508 (28 Sp, 15 Sk, 15 Sb, F).

Mit wachsender Fluggeschwindigkeit und Flugzeuggröße werden die Ausgleichgewichte an den Rudern, die zum Herausschieben der kritischen Flattergeschwindigkeiten notwendig sind, immer schwerer. Abhilfe kann die zweckmäßige Anwendung der Schwingungstheorie schaffen. Sie ist aber verwickelt, wurde daher für nur zwei Freiheitsgrade bei einem Flügel mit Querruder angewendet. Zur Lösung für Biegeschwingungen wurden Rechentafeln auf Grund der Theorie von *Theodorsen* (vgl. Foku 35 08 04) entworfen und die Entwurfsgrößen zum Vermeiden des Flatterns bestimmt. Wenn das Verhältnis der Schwingungszahlen von Querruderdrillung und Flügelbiegung gesteigert wird, wird das erforderliche Ausgleichgewicht kleiner. Der Trägheitshalbmesser des Querruders ist nicht besonders ausschlaggebend für die Größe des Ausgleichgewichts. E. Foku 41 05 07

Steuerbarkeit und Leitwerkfestigkeit bei Großflugzeugen. P 39 7

H. B. Dickinson: Maneuverability and Control Surface Strenght Criteria for Large Airplanes; J. aeron. Sciences Bd 7, N 11 (IX 40), S 469/477 (17 Sp, 2 Sk, 9 Sb, F).

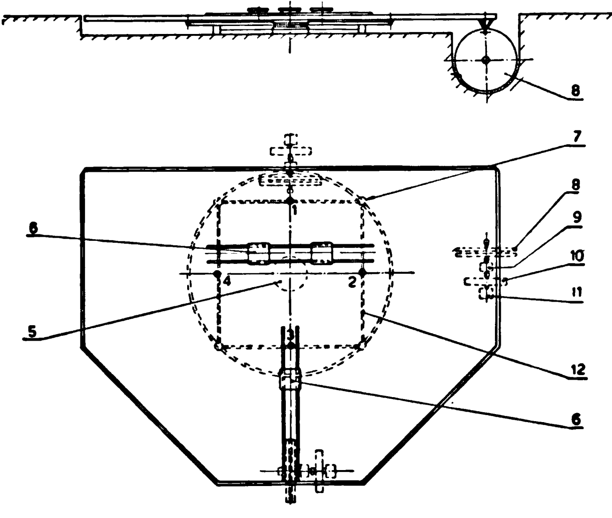
Trägt man die Lastvielfachen der Flügel abhängig vom Staudruck auf, so ergibt sich ein einfaches Verfahren zur Festigkeitsberechnung des Höhenleitwerks. Die Schwanzlasten beim Höhensteuer ergeben sich ohne Rücksicht auf die Trimmleiste. Da die Geschwindigkeit sich langsamer ändert als der Anstellwinkel, kann man jene unveränderlich annehmen, wenn man das Erreichen der Höchstlast durch Ziehen untersucht. Die Steuerbarkeit muß bei jeder Geschwindigkeit das zulässige Lastvielfache zu erreichen gestatten. — Das Seitenleitwerk soll noch bei Landegeschwindigkeit mit ausgeschlagenen Klappen und entsprechend beim Start ausreichen. Für seine Festigkeit sind der Flugzustand beim Ausfall einer Motorenseite und die Fußkraft maßgebend. — Die Wirksamkeit der Querruder soll bis zur gleichen Geschwindigkeit wie die des Seitensteuers erhalten bleiben (vgl. Foku 38 02 20, 38 12 07). E. Foku 41 05 08



Meßanordnung für Trägheitsmomente von Flugzeugen. C 22

Vittorio Ferracane: Studio di un dispositivo per la determinazione dei momenti d'inerzia dei velivoli; Atti di Guidonia, N 33—34 (X IX 40), S 241/288 (47 S, 34 Sk, 1 Sb, F).

Die Hauptträgheitsmomente eines Flugzeugs lassen sich rechnerisch und versuchsmäßig bestimmen, und zwar nach den Verfahren des NACA und der DVL durch Doppelaufhängung, die Schwingungen um alle drei Achsen zuläßt. Aus der Differentialgleichung der gedämpften Schwingung ergeben sich günstigste Pendellänge, deren Einfluß auf die Trägheit der mitschwingenden Luft und der Zusammenhang dieser Fehlerquelle mit der Schwingungsdauer. Ein neues Verfahren der Direzione Superiore degli Studie e delle Esperienze ist genauer und braucht keine besondere Aufhängung für jedes Flugzeugmuster: Das Flugzeug wird auf eine Plattform gesetzt, die wahlweise um die drei Achsen schwingen kann (s. Abb.). Sie gestattet, nach



Schwingende Plattform zum Messen der Schwerpunktlage und des Trägheitsmoments von Flugzeugen

1, 2, 3, 4 = dämpfende Ölzylinder, 5 = Kugelschale als Hauptlager, 2 bis 4 = Drehachse, wenn die Kolben 1 und 3 freigegeben werden, 1 bis 3 = Drehachse, wenn die Kolben 2 und 4 freigegeben werden, 6 bis 12 = weitere Konstruktionseinzelheiten

einer Längsneigung eine zweite Schwerlinie aufzunehmen und dadurch den Schwerpunkt zu bestimmen. Die Meßfehler und der Zustand größter Genauigkeit ließen sich berechnen.
E. Foku 41 05 09

Flugströmungslehre

Flugbootmodelle für Stützstummeln. P 39 93

John M. Allison: Tank Tests of Model 36 Flying-Boat Hull; NACA TN 638 (I 38), Washington (9 S, 2 Z, F, f 16 L, 3 Sk, 20 Sb).

Im NACA-Schlepptank wurde das Flugbootmodell 36, das zur Aufnahme von Stützstummeln auf der halben Länge vor der Stufe parallele Seitenwände hat, mit fester Anstellung für den üblichen Last-, Trimm- und Geschwindigkeitsbereich, ferner trimmfrei mit zwei Schwerpunktlagen untersucht (vgl. Foku 34 08 08, 35 08 03, 36 05 10, 37 01 35, 41 03 11). Die dimensionsfreie Darstellung der Ergebnisse zeigt, daß der Widerstand beim Aufstufen ausnehmend klein war. Bei hohen Geschwindigkeiten war das Verhalten jedoch wegen der Einflüsse des Hinterrumpfes nur mittelmäßig. E. Foku 41 05 10

Luftkräfte an Schlitzflügeln und Klappen. P 31 15

Carl J. Wenzinger und Francis M. Rogallo: Résumé of Air-Load Data on Slats and Flaps; NACA TN 690 (III 39), Washington (15 S, F, f 2 L, 9 Sk, 16 Sb).

Die Meßergebnisse über Luftkräfte an Schlitzflügeln, Klappen verschiedener Art und festen Vorflügeln wurden in der Darstellungsweise des NACA zusammengefaßt, nämlich Auftrieb, Widerstand und Moment der Landehilfe, möglichst in der Wechselwirkung mit dem Tragflügel (vgl. Luru 33 13 11, Foku 34 01 01, 34 07 01, 36 05 24, 37 04 10, 38 03 06, 38 06 14, 41 03 08, 41 03 10, 41 04 06, 41 05 12). E. Foku 41 05 11

Quersteuerung und Schlitzklappe. P 31 15

Carl J. Wenzinger und Millard J. Bamber: Wind-Tunnel Tests of Three Lateral-Control Devices in Combination with a Full-Span Slotted Flap on an N. A. C. A. 23 012 Airfoil; NACA TN 659 (VII 38), Washington (11 S, 4 Z, F, f 4 Sk, 8 Sb).

Im geschlossenen NACA-Windkanal von 2,1 × 3,0 m wurde ein durchlaufender Tragflügel, Schnitt NACA 23 012, Tiefe 914 mm, bei nahezu ebener Strömung untersucht; er trug eine durchlaufende Schlitzklappe von 25,66 % der Tiefe und drei Arten Querruder von 10 % der Flügeltiefe: hinterklappenartig an die Schlitzklappe angelenkte, einziehbare, die als Strömungsstörer wirkten, und Schlitzklappen-Querruder (vgl. Foku 34 12 01, 35 08 07, 38 04 27, 38 05 08, 41 03 10). Aus dem Verlauf von Auftrieb, Widerstand und Nickmoment bei ausgeschlagener Klappe und nullgestellten Querrudern, wie aus dem von Roll-, Wende- und Verstellmoment, die für einen rechteckigen Tragflügel der Streckung 6 mit halbdurchlaufenden Querrudern umgerechnet wurden, folgt: Seitenmomente und Knüppelkräfte sind am günstigsten für die Quersteuerung mit Strömungsstörern, wenn eine Schlitzklappe über die ganze Spannweite läuft. E. Foku 41 05 12

Strömungsstörer-Querruder bei starker Trapezform. P 31 17

J. W. Wetmore: Flight Tests of Retractable Ailerons on a Highly Tapered Wing; NACA TN 714 (V 39), Washington (9 S, 7 Z, f 2 L, 2 Sk, 5 Sb).

Im Fluge wurde die Quersteuerung mit einziehbaren Strömungsstörern an einem Fairchild-22-TD mit starker Trapezform und durchlaufenden Hinterklappen bei 0° oder 45° Ausschlag untersucht. Sie war ungefähr ebenso groß wie bei den vorher verwendeten gewöhnlichen Querrudern gleicher Spannweite, nämlich 32,7 % der Halbspannweite; man müßte auf 50 bis 60 % gehen, um hinreichende Quersteuerbarkeit zu erhalten. Klappenausschlag erhöhte die Querruderwirksamkeit bei einer bestimmten Geschwindigkeit um 30 %. Das Wendemoment infolge der Quersteuerung war ebenso gerichtet wie das Rollmoment. Das Rollen zeigte kein deutliches Nachhinken. Das Verstellmoment gab keinen Gegendruck am Knüppel; doch ließe sich dies durch kleine Bauänderungen beheben (vgl. Foku 35 08 07, 38 05 08, 38 10 19). E. Foku 41 05 13

Hinterklappen an Rechteck- und Trapezflügeln. P 31 15

R. O. House: The Effects of Partial-Span Plain Flaps on the Aerodynamic Characteristics of a Rectangular and a Tapered Clark Y Wing; NACA TN 663 (VIII 38), Washington ($5^1/_2$ S, F, f 2 Sk, 7 Sb).

Im NACA-Windkanal von 2,1 × 3,0 m² wurden rechteckige und Trapezflügel 1:5, Schnitt Clark Y, Streckung 6, $b = 1524$ mm, mit teilweise durchlaufenden Hinterklappen von 20 % der Tiefe untersucht (vgl. Foku 34 01 01, 35 03 02, 41 01 11). Auftrieb und Widerstand ändern sich beim Klappenausschlag ähnlich wie für entsprechenden Flügelumriß mit teilweise durchlaufenden Spreizklappen; Höchstauftrieb und zugehöriger Widerstand sind jedoch kleiner. Der Höchstauftrieb und sein Verhältnis zum Kleinstwiderstand war beim Rechteckumriß größer, der Widerstand beim Höchstauftrieb aber kleiner, wenn die Klappen in der Mitte saßen, als wenn sie, bei gleicher Teilspannweite, an den Flügelenden lagen; für Trapezumriß gilt das umgekehrte, ausgenommen für den Höchstauftrieb. E. Foku 41 05 14

Operatorenrechnung bei unstationärem Auftrieb. P 31 19

Robert T. Jones: Operational Treatment of the Nonuniform-Lift Theory in Airplane Dynamics; NACA TN 667 (X 38), Washington ($9^1/_2$ S, F, f 1 Sk).

Bei flugdynamischen Aufgaben nimmt man meist an, daß die Luftkräfte sich der Flugbewegung sogleich anpassen. Die neueren Theorien des unstationären Auftriebs liefern genauere Gesetze, vor allem für das Flattern (vgl. Foku 35 08 04, 39 02 38). Wenn dabei der Bewegungsverlauf nicht vorgeschrieben ist, sind jedoch nur Näherungslösungen möglich, da Integralgleichungen auftreten. Diese lassen sich aber ziemlich einfach mit Operatoren lösen. Das Verfahren läßt sich anwenden, um den Auftrieb unter gegebenen Bedingungen oder die Bewegungen bei gegebenen Querkräften zu ermitteln.
E. Foku 41 05 15

Profilwiderstands- und Grenzschichtmessungen im Fluge und im Windkanal. A 35 27

Harry J. Goett und Joseph Bicknell: Comparison of Profile-Drag and Boundary Layer Measurements Obtained in Flight and in the Full-Scale Wind-Tunnel; NACA TN 693, (III 39), Washington (10 S, 2 Z, f 2 L, 7 Sb).

Der Turbulenzeinfluß des Windkanals für Naturgröße wurde aus dem Profilwiderstand des Schnitts N-22 nach dem Modellverfahren, verglichen mit Messungen im Fluge, bestimmt. Ferner wurde die Lage des Umschlagpunktes auf der Saugseite durch Geschwindigkeitsmessungen in der Grenzschicht ermittelt. Die Auftriebszahlen waren 0,480 bis 0,635, der Reynoldsbereich 3,9 bis 4,6 Millionen. — Der Umschlag der Grenzschicht in Turbulenz ist im Fluge und im Windkanal an der gleichen Stelle beendet; das Umschlaggebiet ist im Windkanal etwas breiter und beginnt weiter vorn, da die laminaren Geschwindigkeitsprofile in Flügelnähe steiler verlaufen. Die Unterschiede ändern den Profilwiderstand nach der Impulsmessung jedoch nur um ein Zehntausendstel (vgl. Foku 34 01 10, 36 09 22, 37 03 25, 40 12 15).

E. Foku 41 05 16

Strömungslehre

Turbulenz-Spektrum. A 35 27

J. Kampé de Fériet: The Spectrum of Turbulence; J. aeron. Sciences Bd 7, N 12 (X 40), S 518/519 (4 Sp, 1 Sk, 4 Sb, F).

Die Verteilung der Schwingungszahlen bei isotropischer Turbulenz entspricht einem ununterbrochenen Band-Spektrum; das folgt aus der Theorie im Vergleich mit früheren Versuchen. Größt- und Kleinstwerte der Intensität können nicht auftreten. Die Energiedichte der Schwankungen nimmt stetig ab, wenn die Schwingungszahl von Null bis ∞ wächst. Die Auswertung von Versuchen mit sehr kleinen Seifenblasen, die vom Luftstrom eines Windkanals mitgenommen und photographiert wurden, ergaben eine „Dispersionsfunktion" als Integral, das den Korrelationsfaktor enthält. Sie läßt wiederum auf ein Bandspektrum schließen, das bei der Schwingungszahl Null beginnt. Die Verteilung der Seifenblasen entspricht dem Gaußschen Gesetz.

E. Foku 41 05 17

Wechselwirkung von Flügeln und Rumpf mit Wurzelauskleidungen. P 31 56

Albert Sherman: Interference of Wing and Fuselage of Eight Combinations in the N. A. C. A. Variable-Density Tunnel; Combinations with Tapered Fillets and Straight-Side Junctures; NACA TN 642 (III 38), Washington (9 S, 4 Z, F, f 5 L, 17 Sk, 5 Sb, 1 Z).

Im NACA-Überdruckwindkanal (vgl. Luru 33 01 35) wurde ein runder Rumpf mit Tragflügeln NACA 0018-09 (vgl. Foku 36 05 09, auch 41 04 11) in acht Vereinigungen auf Wechselwirkung untersucht: Als üblicher Hoch- und entsprechender Tiefdecker mit Wurzelauskleidungen bzw. mit geradlinig nach oben oder unten verlängerten Rumpfquerschnitten, außerdem mit hohen Leitwerken. Mit und ohne diese hatte der geradlinig verlängerte Rumpfquerschnitt nahezu die gleichen Strömungseigenschaften wie der kreisrunde mit Auskleidung.

E. Foku 41 05 18

Unstationärer Auftrieb bei endlicher Spannweite. P 31 19

Robert T. Jones: The Unsteady Lift of a Finite Wing; NACA TN 682 (I 39), Washington (13 S, 1 Z, F, f 11 Sk, 4 Sb).

Für Tragflügel endlicher Streckung wurde der nichtstationäre Auftrieb (vgl. Foku 35 08 04, 41 05 15) nach einem Näherungsverfahren berechnet; dabei wurden Strömungsträgheit und Anstellwinkel berichtigt. Der Anfangsauftrieb ist wenig, der Endauftrieb aber viel kleiner als für unendliche Spannweite. Die Auftriebsverteilung ändert sich während des Vorgangs nicht wesentlich. Die Operatorenrechnung liefert Näherungsausdrücke auch für schwingende Flügel.

E. Foku 41 05 19

Kurznachrichten

Nationalsozialistische Musterbetriebe. Am 1. Mai 1941 wurden drei Luftfahrtforschungsanstalten des Reiches vom Führer zum nationalsozialistischen Musterbetrieb ernannt und erhielten damit für 1941 das Recht, die „Goldene Fahne der DAF" zu führen. Weitere Forschungsanstalten erhielten Gaudiplome und Leistungsabzeichen. Die Musterbetriebe aus der Luftfahrtforschung für 1941 sind: Die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof, die Deutsche Forschungsanstalt für Segelflug und das Forschungsinstitut für Kraftfahrwesen und Fahrzeugmotoren, Stuttgart.

„Männer im Hintergrund." Unter diesem Titel wurde von der Ufa in den Ernst Heinkel Flugzeugwerken, Rostock, ein Kulturfilm hergestellt der jetzt in deutschen Lichtspieltheatern anläuft. Der Film zeigt in ausgezeichneten Bildern die Entstehung eines Kampfflugzeuges vom Entwurf, der Konstruktion, über die Fertigung bis zur Mustererprobung und Serienreife.

Schwedisches Segelflugzeugwerk. Die Svenska-Kano-Verken in Halmstad, die, wie auch der Firmenname sagt, ursprünglich den Kanubau betrieben, haben jetzt den Segelflugzeugbau aufgenommen. Das Werk hat zu diesem Zweck die Baurechte für verschiedene deutsche Segelflugzeugmuster erworben, u. a. die des „Grunau-Baby" und des Olympia-Segelflugzeuges des Deutschen Forschungsinstituts für Segelflug. Als eigene Konstruktion befindet sich zur Zeit ein Übungssegler, der mit Fahrwerk oder mit Schneekufen ausgerüstet werden kann, in Entwicklung. — itav —

Persönliches aus der Luftfahrttechnik



Bild: Akademie

Prof. Carl Wieselsberger †. *Am 26. April verstarb der bekannte Aerodynamiker, Dr.-Ing. Dr. phil. Carl Wieselsberger, Ordentlicher Professor für Strömungslehre und Angewandte Mathematik und Leiter des Aerodynamischen Instituts an der Technischen Hochschule Aachen, der — aus der Göttinger Schule hervorgegangen — eine große Reihe hervorragender Aerodynamiker herangebildet hat. In den letzten Jahren war Wieselsberger durch länger dauernde Krankheit in der Auswertung seiner Ideen behindert. Trotzdem hat er mit zäher Energie sich immer wieder neuen wichtigen Aufgaben zugewandt, über die erst nach dem Kriege berichtet werden kann. Die deutsche Luftfahrtforschung verliert in Wieselsberger nicht nur einen bedeutenden Wissenschaftler und einen akademischen Lehrer von hohem Format, sondern auch eine Persönlichkeit, die sich durch vornehme Zurückhaltung und Bescheidenheit überall nur Freunde erworben hat.*

Wieselsberger wurde am 3. November 1887 in Eberstahl' Niederbayern geboren und studierte an der Technischen Hochschule München Maschinenbau. 1910 legte er die Diplom-Hauptprüfung ab und wurde 1912 zum Dr.-Ing. an der Technischen Hochschule München mit einer Dissertation über „Die statische Längsstabilität der Drachenflugzeuge" promoviert. Die Jahre 1912 bis 1914 sehen ihn als Assistenten an der Modellversuchsanstalt Göttingen, 1914 meldete er sich als Kriegsfreiwilliger, nimmt am Kriege teil, wird zum Flugzeugführer ausgebildet und 1915 zur Dienstleistung bei der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen zurückkommandiert. Dort bleibt er bis 1922 und legt im gleichen Jahre die Dr. phil.-Prüfung an der dortigen Universität mit einer Arbeit „Zur Theorie des Tragflügels bei gekrümmter Flugbahn" ab. 1922 bis 1930 war Wieselsberger als wissenschaftlicher Mit-

arbeiter am Aerodynamischen Institut der Kaiserlichen Universität Tokio tätig. Nach Deutschland zurückgekehrt, wurde er im November 1930 zum Ordentlichen Professor für Luftfahrttechnik und Leiter des Aerodynamischen Instituts an der Technischen Hochschule Aachen ernannt. 1933 bis 1934 übernahm er vertretungsweise den Lehrstuhl für Mechanik.

Wieselsberger gehörte der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung seit ihrer Gründung als Ordentliches Mitglied an. Das Institute of the Aeronautical Sciences in New York ernannte ihn zum Fellow. Der Kaiser von Japan verlieh ihm für seine Tätigkeit an der Universität Tokio den Goldenen Becher.

Wehrwirtschaftsführer Richard v. Kehler, *Inhaber und Betriebsführer der „Richard v. Kehler & Sohn G. m. b. H." und ehemaliger Präsident des Aero-Club von Deutschland, vollendete am 3. Mai sein 75. Lebensjahr.*

1866 in Kolmar in Posen geboren entschloß sich v. Kehler nach dem Studium des Maschinenbaues an der Technischen Hochschule Karlsruhe zum Offiziersberuf. 1896 wurde er als Leutnant zu der im Aufbau befindlichen Luftschifferabteilung versetzt. Damals bereits trat er in Beziehungen zum Grafen Zeppelin, zu dessen treuen Mitarbeitern er lange Jahre gehörte. Schon vorher war er mit der Fliegerei in Berührung gekommen: 1895 führte er Gleitflüge mit dem Lilienthalschen Gleitflieger aus. 1903 wird v. Kehler Kompaniechef im Luftschifferbataillon und übernimmt 1906 als Reserveoffizier die Leitung der Motor-Luftschiff-Studiengesellschaft, später — bis 1927 — als Generaldirektor die Leitung der aus der Gesellschaft hervorgehenden Luftfahrzeug G. m. b. H. Nachfolgerin dieser Gesellschaft wurde die Wasser- und Luftfahrzeug G. m. b. H., die wiederum in die Richard v. Kehler & Sohn G. m. b. H. überging. Auf seine Veranlassung wird einige Jahre vor dem Weltkrieg die „Flugmaschine-Wright-G. m. b. H." gegründet, die als erste in Deutschland fabrikmäßig Flugzeuge baute. So kam v. Kehler nacheinander mit Bau und Führung von Flugzeugen, Fesselballonen, Parseval- und Zeppelinluftschiffen in Berührung.

Während des Weltkrieges war v. Kehler zunächst Inspekteur, später an der Westfront Stabsoffizier der Luftschiffertruppen. Nach dem Weltkrieg wird unter seiner Mitwirkung der Aero-Club von Deutschland gegründet, dessen Präsident er von 1914 bis 1934 war. Er wurde dann zum Ehrenpräsidenten und bei der Neugründung des Clubs zum Ehrenmitglied ernannt.

Prof. Dr. Reinhard Süring, *der ehemalige langjährige Direktor des Meteorologisch-Magnetischen Observatoriums in Potsdam und Abteilungsleiter am Meteorologischen Institut Berlin-Potsdam, vollendete am 15. Mai sein 75. Lebensjahr. Süring ist nicht nur durch seine tiefgründigen wissenschaftlichen Arbeiten, insbesondere sein „Lehrbuch der Meteorologie" und sein Werk über „Die Wolken", die Teilnahme und Auswertung der Deutschen Sonnenfinsternis-Expedition nach Lappland (1927) und Sumatra (1929) bekannt geworden, sondern vor allem durch seinen vor 30 Jahren im offenen Korb eines Freiballons gemeinsam mit Prof. Berson durchgeführten Aufstieg in die Stratosphäre. Süring erreichte damals eine Höhe von 10 800 m, eine Höhe, die unter gleichen Bedingungen erst in diesem Jahr von einem russischen Hauptmann überboten sein soll.*

Generalingenieur Heinrich Bauer, *Abteilungschef im Stabe des Generalluftzeugmeisters im Reichsluftfahrtministerium, beging am 15. April seinen 65. Geburtstag. Nach einem Studium des Maschinen- und Schiffbaues an der Technischen Hochschule Hannover war Bauer bei verschiedenen großen Schiffbaufirmen, vorübergehend auch als Assistent an der Technischen Hochschule Berlin, tätig. Schon frühzeitig wandte er sich der Luftfahrt zu. Er war technisches Mitglied der Marine-Landflugzeug-Abnahme-Kommission des Reichsmarineamtes, wurde dann Oberingenieur und Direktor der Albatros-Gesellschaft für Flugzeugunternehmungen, war später wieder als Beratender Ingenieur tätig. Seit 1933 gehört Bauer dem Reichsluftfahrtministerium an. Die Bedeutung seiner Arbeiten wird in der Öffentlichkeit erst in den Jahren nach dem Kriege voll gewürdigt werden können. Seine reichen und langjährigen Industrieerfahrungen haben es ihm ermöglicht, auf einem für die Kriegführung besonders wichtigen Gebiet Hervorragendes zu leisten.*

Willy Messerschmitt, *Wehrwirtschaftsführer Professor Dr.-Ing. E. h. Dipl.-Ing., Direktor, Vorsitzer des Vorstandes, Betriebsführer und Chefkonstrukteur der Messerschmitt A.-G., Augsburg, wurde am 1. Mai 1941 zum „Pionier der Arbeit" ernannt.*

BÜCHERSCHAU

Tafeln elementarer Funktionen. Von Prof. Dr.-Ing. Fritz *Emde.* 181 Seiten mit 83 Textfiguren. Verlag: B. G. Teubner, Leipzig-Berlin, 1940. Preis: geb. 12,— RM.

Aus der Entwicklung der angewandten Mathematik in den letzten Jahrzehnten sind die Funktionentafeln von *Jahnke-Emde* nicht wegzudenken. Wenn man mit der alten Vorkriegsausgabe des Buches großgeworden ist, dort die gerade benötigte Tafel beinahe im Dunkeln aufschlagen konnte, so wird man einen Augenblick wohl mit leisem Bedauern vor der Tatsache stehen, daß nun auch bei diesem Werk, wie bei so manchem anderen vielbenutzten Buche, der Tag gekommen ist, wo die Fülle des neu aufzunehmenden und zu verarbeitenden Stoffes aus einem Bande deren zwei werden läßt. Aber schon die 1938 erschienene Neuauflage der Funktionentafeln ließ erkennen, daß die Vorzüge des alten *Jahnke-Emde* erhalten geblieben waren und darüber hinaus soviel Neues und Brauchbares hinzugekommen war, daß das Buch für den praktischen Rechner nun erst recht unentbehrlich geworden ist. Auch für den jetzt erschienenen zweiten Band, der die elementaren Funktionen enthält, gilt dasselbe; außerdem wird man aber diesen Band, der alles das in der schon gewohnten musterhaft übersichtlichen Gestalt enthält, was der Ingenieur in seiner täglichen Arbeit an Tafeln und Zahlen gebraucht, auch dem Studenten der Technischen Hochschule in die Hand geben, der seine in der Vorlesung erworbenen Kenntnisse auf praktische Probleme anwenden lernen will. Um die heilige Scheu, welche die meisten Studenten gerade vor Zahlenrechnungen haben, zu überwinden, wird dieses Buch die besten Dienste leisten können.

Aus der Fülle der Tafeln seien hier die den Leserkreis dieser Zeitschrift besonders interessierenden hervorgehoben. Das Buch beginnt mit Potenz- und Wurzeltafeln in sehr zweckmäßiger Anordnung und Unterteilung. Die Hilfstafeln für das Rechnen mit komplexen Zahlen ermöglichen die rasche Bestimmung des Kehrwertes und der Quadratwurzel komplexer Zahlen sowie ihre Umrechnung auf Polarkoordinaten. Die sehr ausführlichen Tafeln zur Bestimmung der Wurzeln von Gleichungen zweiten, dritten und vierten Grades dürften insbesondere für die Stabilitätsrechnungen in der Flugmechanik von hohem Werte sein. Für die Kreisfunktionen sind drei verschiedene Argumentunterteilungen benutzt: fortschreitend nach Graden, in Bogenmaß und in Dezimalteilen eines Rechten. Entsprechend findet sich bei den Hyperbel- und e-Funktionen eine Argumentteilung nach Bogenmaß und nach Dezimalteilung eines Rechten. Überall findet man außer den Tabellen auch graphische Darstellungen der Funktionen, so daß sich Ablese- und Kommafehler durch einen Blick auf die graphische Darstellung leicht vermeiden lassen. Aus der Fülle der weiteren Tafeln sei noch auf die Tafeln der Kreis- und Hyperbelfunktionen komplexen Argumentes sowie auf die Zusammenstellung der Wurzeln häufig auftretender transzendenter Gleichungen hingewiesen. Für den in Zahlenrechnungen nicht Geübten enthält der Schlußabschnitt wertvolle Hinweise für das praktische Rechnen. Ein Literaturverzeichnis am Ende des Bandes gibt die Möglichkeit, auf weitergehende Tafeln zurückzugreifen, falls die Tafeln des Buches selbst einmal nicht ausreichen sollten. Alles in allem ergänzt dieser Band die „Funktionentafeln" in der glücklichsten Weise, so daß man dem *Jahnke-Emde* auch in der neuen zweibändigen Gestalt eine günstige Zukunftsprognose stellen kann. *C. Schmieden.*

Der Krieg 1939/40 in Karten. Herausgegeben von Giselher *Wirsing.* 80 Seiten mit 35 Abbildungen. Verlag: Knorr & Hirth, München. 1940. Preis: kart. 2,— RM.

Dieser Kriegsatlas zeigt in eindrucksvollen Kartenblättern die 1939 gescheiterte Einkreisung Deutschlands, die Blockadefestigkeit des Reiches und die Blockierung Englands selbst,

die einzelnen Feldzüge in Polen, Norwegen, Frankreich und in Afrika, die Kriegsziele der Feinde, Englands Raubzüge in der ganzen Welt, die Raumfremdheit der britischen Besitzungen in Asien und Amerika, den Grundsatz des „Teile und Herrsche" in Arabien und Indien sowie einige weitere geopolitische Zusammenhänge. Jeder Karte ist eine Textseite beigegeben, die in gedrängter Form die politischen Voraussetzungen und Auswirkungen des Krieges behandelt. Die Sparsamkeit in der Beschriftung der Karten, die an sich zur Deutlichkeit beiträgt, sollte nicht soweit getrieben werden, daß z. B. in den Karten von Indien und Ostasien nicht einmal die im Text erwähnten Orte und Landschaften usw. zu finden sind. *Sn.*

Schriften der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung.

Heft 21: Heinrich *Seilkopf:* „Meteorologische Navigation." Preis: 2,80 RM.

Heft 23: Karl *Becker:* „Die technischen Aufgaben der Flakartillerie." Preis: 1,10 RM.

Heft 24: Franz Nikolaus *Scheubel:* „Gedanken über Technik und Taktik in der Luftkriegsführung." Preis: 2,40 RM.

Heft 26: Franz *Neugebauer:* „Grenzen und Entwicklungsrichtung der Flugmotoren." Preis: 2,90 RM. Kommissionsverlag R. Oldenbourg, München.

Die in Bd 7 (1940) N 3, S 88, und Bd 8 (1941) N 4, S 133, besprochene Schriftenreihe der deutschen Akademie der Luftfahrtforschung wurde durch die Veröffentlichung der folgenden Hefte fortgesetzt.

Heft 21: Die Schrift gibt an Hand zahlreicher Beispiele einen Überblick über den ständig wachsenden Erfahrungsbereich der meteorologischen Navigation. Ausgangspunkt bilden dabei die allgemeinen Aufgaben der Navigation: Kursfestsetzung und Standortbestimmung. *Seilkopf* bezeichnet in seinen Ausführungen über die Kursfestsetzung als wesentliche Teilaufgabe der meteorologischen Navigation die Berücksichtigung des Windfeldes in seiner örtlichen und zeitlichen Veränderlichkeit. Zur Bestimmung des Standorts aus der Kursberechnung und der Flugzeit kommen in Einzelfällen wertvolle Anhaltspunkte aus Wolken- und Sichtbeobachtungen.

Heft 23: Die Ausführungen des verstorbenen Generals der Artillerie *Becker* schildern die schwierigen Aufgaben der Flakartillerie; sie beschränken sich dabei auf die Flugzeugortung mittels Horchgerät, Entfernungsmesser und Scheinwerfer, auf die Arbeitsweise des Kommandogeräts und die Treffaussichten und geben zum Schluß in der 8,8 cm-Kanone ein Beispiel für die moderne schwere Flak (vgl. Bd 8 [1941] N 1 S. 8).

Heft 24: *Scheubel* gibt in seinen vor etwa 3 Jahren gemachten interessanten Ausführungen seine Gedanken über die Kunst der Schöpfung der Waffe und die Kunst des Einsatzes der Waffe. Er bespricht einleitend in einem Überblick über die Kriegsgeschichte der letzten $1^1/_2$ Jahrtausende die Wechselbeziehungen zwischen Waffenentwicklung und Kampftaktik. Im wesentlichen befaßt er sich mit der Frage: „Kann die neuste Waffe, das Flugzeug, das im Weltkrieg noch technisch in den Kinderschuhen steckte, eine neue Art der Kriegsführung bringen?"

Heft 26: Der Vortrag gibt einen Querschnitt durch die Flugmotorenentwicklung mit Einzelfragen, wie z. B. Brennstoffverbrauch, Literleistung, Laderwirkungsgrad, Abgasturbine, Abgasstrahlantrieb, Kühlsystem, Werkstoffentwicklung, Betriebssicherheit und beantwortet abschließend die Streitfragen: Luft- oder Flüssigkeitskühlung? Vergaser- oder Einspritzmotor? Zünd- oder Dieselmotor? Ventil- oder Schiebermotor? An den Vortrag schließt sich eine ausführliche Diskussion über alle interessierenden Probleme der Flugmotorenentwicklung an. *Dr. Lö.*

Der Flieger. Dienstunterricht in der Fliegertruppe. Von Hauptmann Fritz-Herbert *Dierich.* 2., völlig neubearbeitete Auflage. 248 Seiten mit 136 Abbildungen. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin. 1940. Preis: kart. 2,— RM.

Die vorliegende Schrift, die in zweiter Auflage des früheren „Dienstunterrichtes in der Fliegertruppe" in erheblich überarbeiteter und erweiterter Form erscheint, will der Sonderausbildung im fliegenden Dienst dienen. Ohne die zahlreichen Unterrichtsbücher über einzelne Wissensgebiete ersetzen zu wollen, hat der Verfasser das Wichtigste aus Taktik, Technik, Navigation, Wetterkunde, Bildwesen, Flugdienst usw. zusammengefaßt und so ein praktisch brauchbares Dienstunterrichtsbuch geschaffen. Die erste Auflage des Buches hat bei der Truppe seinen Wert bereits bewiesen. *R. S.*

Umschlag:

Von der Ausbildung der Fallschirmjäger. Unter den Augen der Ausbilder packt jeder Fallschirmjäger seinen Fallschirm. In langen Reihen sieht man im Hintergrund die zum Trocknen aufgehängten Fallschirme

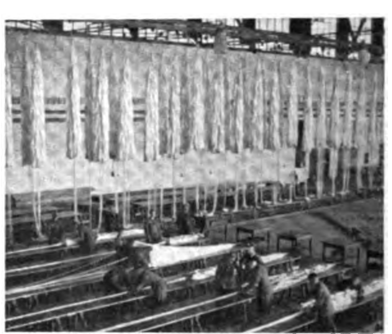


Bild: Senckpiehl

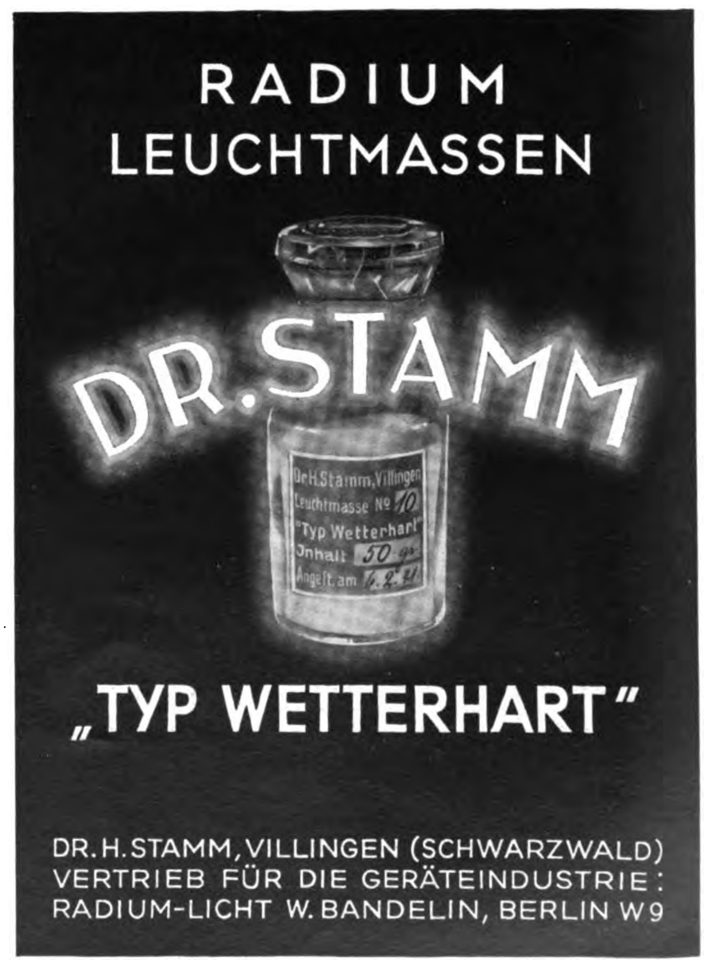
INHALT

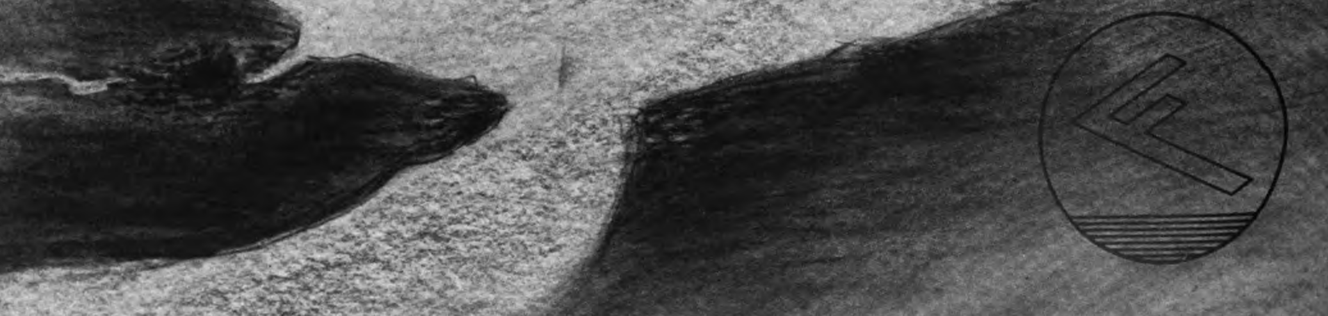
Hauptschriftleiter: O. Hollbach, z. Z. im Wehrdienst. Vertretung: K. Simon, Hauptschriftleiter i. N., Berlin-Zehlendorf. Zuschriften an die Schriftleitung unter: Berlin SW 68, Kochstr. 5. Fernruf: 19 45 00. Anzeigenleiter und verantwortlich für den Inhalt der Anzeigen: P. Falkenberg, Berlin W 62. Zur Zeit gilt Anzeigen-Preisliste Nr. 7. Druck: Ernst Siegfried Mittler und Sohn, Buchdruckerei, Berlin. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin SW 68.


ULMINIUM
D-ABYM
Der Baustoff für Flugzeuge
Wieland-Werke A.-G.
Metallwerke Ulm/Donau


MESSER
Sekundenschnell
arbeitet die
Oberflächenhärtung
mit Azetylen- oder Leuchtgas-Sauerstoff-Flammen
MESSER liefert zweckdienliche, zuverlässig arbeitende
Brenner u. Maschinen für die wirtschaftliche Flammenhärtung
Bitte verlangen Sie die Druckschrift Nr. 671
MESSER & CO GMBH FRANKFURT/MAIN
BERLIN C 2
ESSEN-RUHR

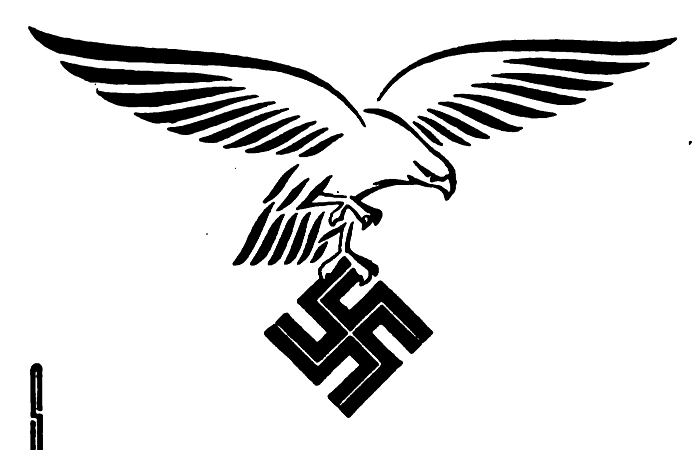

Nach
jedem
Fluge
schnell
zur
Hand -
NOGRA
HOCHLEISTUNGS-
ABSCHMIERPRESSEN
NOGRA-
GERÄTE FÜR KRAFT- UND LUFTFAHRT
DIPL. ING. R. NÖLLE, BERLIN NW 7
FRIEDRICHSTRASSE 110, HAUS DER TECHNIK, TEL. 428061


RADIUM
LEUCHTMASSEN
DR. STAMM
Dr.H.Stamm, Villingen
Leuchtmasse No 10
"Typ Wetterhart"
Inhalt 50 gr
„TYP WETTERHART"
DR. H. STAMM, VILLINGEN (SCHWARZWALD)
VERTRIEB FÜR DIE GERÄTEINDUSTRIE:
RADIUM-LICHT W. BANDELIN, BERLIN W9


GERHARD FIESELER WERKE

DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN



VERLAG E. S. MITTLER & SOHN BERLIN PREIS RM 1,– IM AUSLAND RM 1,50

Luftwissen Bd. 8. Nr. 6 Seite 169-200 Berlin, Juni 1941


VDM
Federbeine, jeder Wirkungsweise und für jeden Verwendungszweck
Flugzeugräder, vorzugsweise aus gepreßtem Leichtmetall-Werkstoff
Hydraulische Anlagen und Geräte für jeden im Flugzeugbau vorkommenden Verwendungszweck
Vollständige Fahrwerke in jeder Ausführung und Größe
VEREINIGTE DEUTSCHE METALLWERKE A. G.
Luftfahrtgeräte · Frankfurt (Main)-Heddernheim

FAMO

Prüfstände

IM KRAFTFAHRZEUGWESEN

Bremsprüfstände mit Wasserwirbelbremse Bauart Junkers

IN DER LUFTFAHRT

Flugmotoren-Prüfstände für Serie u. Entwicklung · Pumpen-Prüfstände · Bremsanlagen D.V.L.-FAMO

IN DER MARINE

Bremsprüfstände mit Wasserwirbelbremse bis zu den größten Leistungen

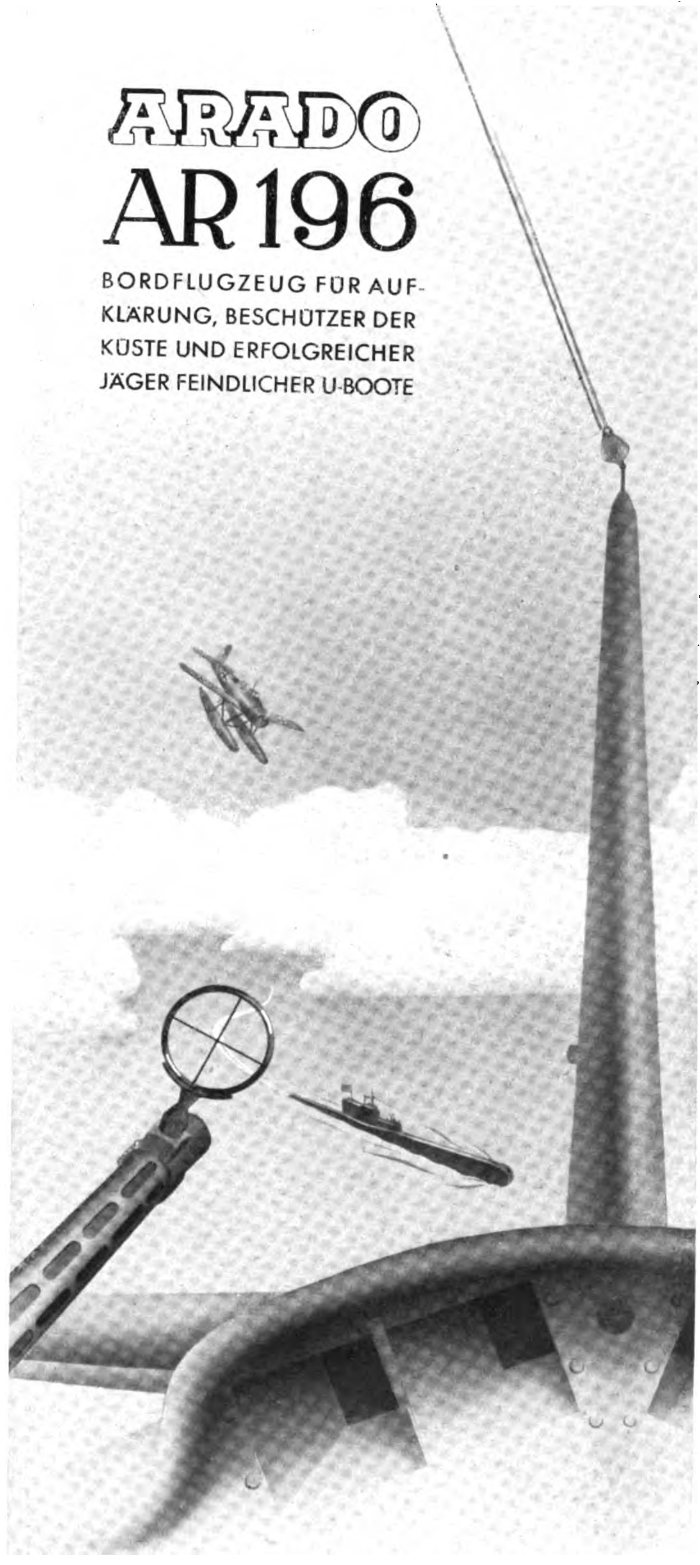
FÜR DIE KRAFTMASCHINEN-INDUSTRIE

Wasserwirbelbremsen Bauart Junkers für alle Leistungen und Drehzahlen zur Erprobung von Kraftmaschinen aller Art

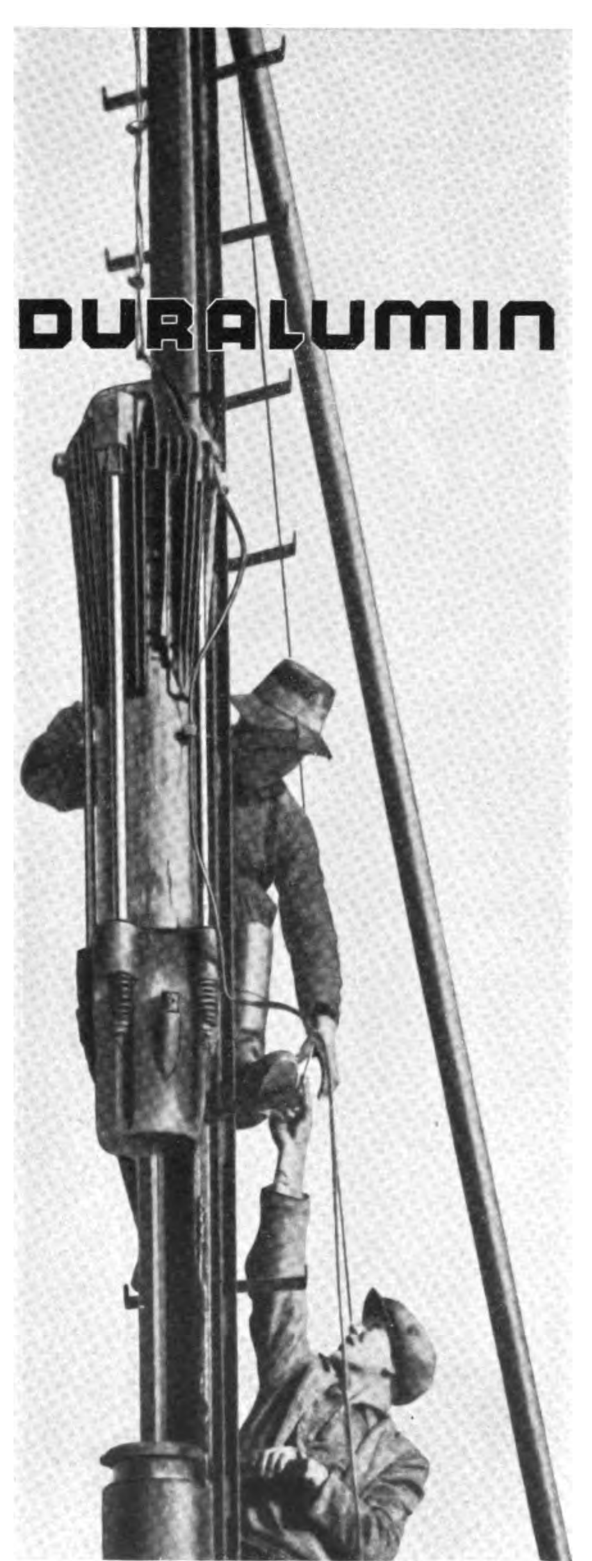
FAMO

FAHRZEUG- UND MOTORENWERKE GMBH

Breslau 6







Ein besonderes Beispiel für die vielseitige Anwendungsmöglichkeit und Bewährung des Duralumin bildet diese 200 kg Delmag-Explosions-Pfahlramme. Die auf dem Bilde erkennbaren Zugstangen, welche zu den wichtigsten Teilen dieser Maschine gehören und schwerer Beanspruchung ausgesetzt sind, werden aus Duralumin angefertigt. Im Gegensatz zu dem vorher hierzu verwendeten Stahl, haben die Zugstangen aus Duralumin, infolge der größeren Arbeitsaufnahmefähigkeit des Duralumin im rein elastischen Bereich, eine weit längere Lebensdauer.

DÜRENER METALLWERKE A.G.

Hauptverwaltung Berlin-Borsigwalde

HENSCHEL STUKA

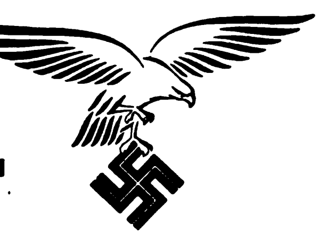
HENSCHEL FLUGZEUG-WERKE A.G. SCHÖNEFELD / BERLIN



DEUTSCHE LUFTWACHT



Ausgabe LUFTWISSEN



MIT MITTEILUNGEN DER DEUTSCHEN AKADEMIE DER LUFTFAHRTFORSCHUNG
UND DER LILIENTHAL-GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRTFORSCHUNG

Herausgegeben unter Mitwirkung des Reichsluftfahrtministeriums. Hauptschriftleitung: Otto Hollbach

Luftwissen, Band 8 N 6, S 169/200 Berlin, Juni 1941

Der Reichsmarschall dankt den Siegern von Kreta

Der Reichsmarschall des Großdeutschen Reiches und Oberbefehlshaber der Luftwaffe erließ am 2. Juni 1941 folgenden Tagesbefehl:

Kreta-Kämpfer, Kameraden!

Eine große Ruhmestat in der Geschichte unserer jungen Waffe ist vollendet. Auf Kreta wehen unsere Siegesfahnen. Ihr, meine Fallschirmjäger und Luftlandetruppen, ihr, meine Flieger, habt gemeinsam mit euren Kameraden des Heeres unter euren bewährten Führern aller Dienstgrade einmalige Leistungen vollbracht. Unendlich stolz und glücklich melde ich dem Führer den Vollzug seines Befehls. Ihr habt vor aller Welt des Führers Wort bewiesen: Es gibt keine uneinnehmbaren Inseln.

Ich wußte, meine todesmutige, in harten Kämpfen bewährte Luftwaffe kennt nur den Sieg. So mußte auch diese erste und kühne Operation über See wie ein Gewittersturm die Feinde in wenigen Tagen zerschmettern. Hieran haben auch wieder die italienische Kriegsmarine, Verbände der italienischen Luftwaffe und Truppen des italienischen Heeres ihren oft bewährten Anteil.

Fallschirmjäger, beseelt von unbändigem Angriffsgeist, habt ihr, ganz auf euch angewiesen, in heldenhaftem erbittertem Kampf den überlegenen Gegner geschlagen. Wo ihr gelandet seid, wurde ebenso heldenhaft gestürmt wie zähe gehalten. Übermenschliches ist von Einzelkämpfern unter glühender Sonne auf felsigem Boden geleistet worden.

Eure Kraft war der unbeirrbare nationalsozialistische Glaube an den Sieg und das Wissen um die treue Hilfe der Kameraden in der Luft, die den Himmel vom Feinde reinfegten und unermüdlich Stunde um Stunde mit Transportflugzeugen Verstärkungen heranführten.

Im Bombenhagel unserer Kampfverbände verstummten die Geschütze des Feindes, floh der Gegner aus seinen befestigten Stellungen, versanken und verbrannten britische Kriegs- und Handelsschiffe, die Hilfe bringen wollten. In alter Waffenkameradschaft aus Narviks großen Tagen haben Flieger und Gebirgsjäger die Insel bezwungen und damit England aus der wichtigen Stellung des östlichen Mittelmeeres geworfen.

Kameraden, das ganze deutsche Volk erfüllt tiefste Bewunderung und unendliche Dankbarkeit für euren jüngsten Sieg. Mit unserer Luftwaffe gedenkt Deutschland ergriffen und stolz der Helden, die im Kampf um Kreta ihr Leben und ihre Gesundheit opferten.

Vorwärts im Geiste der Sieger von Kreta.

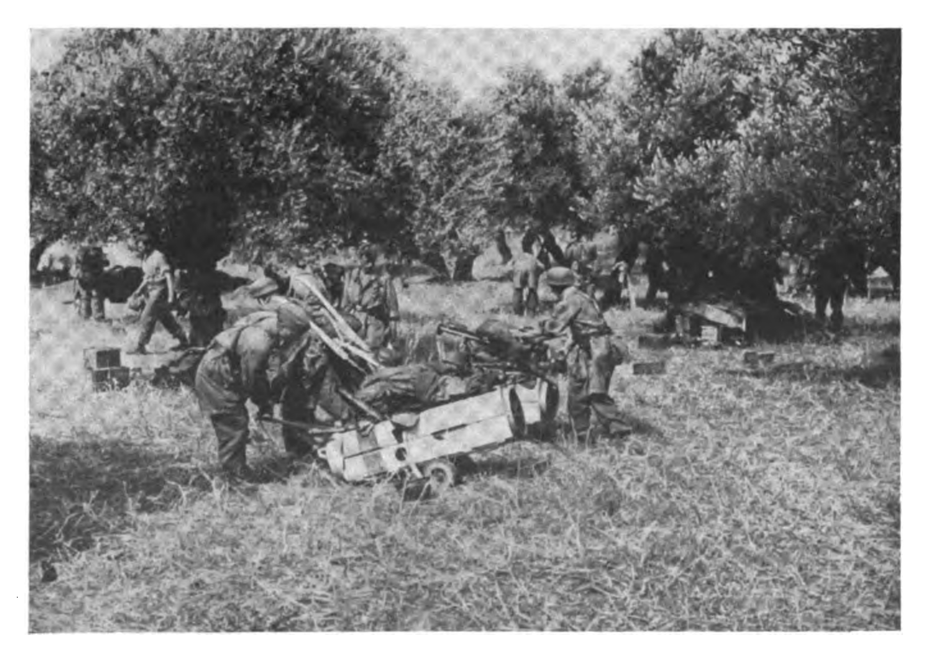
Es lebe der Führer.

gez. ***Göring***
Reichsmarschall des Großdeutschen Reiches
und Oberbefehlshaber der Luftwaffe









Eintreffen genügender Verstärkungen selbst zum Angriff übergehen konnten. Dieser Angriff überrannte alle wohlbefestigten Stellungen, fegte das britische Expeditionsheer in wenigen Tagen von der Insel und endete mit einem glanzvollen, uneingeschränkten Sieg.

Gleichzeitig mit der Durchführung des eigentlichen Landungsunternehmens fiel der Luftwaffe die für das Gelingen der Operationen entscheidende Aufgabe zu, den Seeweg nach Kreta freizukämpfen. Es war zu erwarten, daß die britische Mittelmeerflotte eine Landung auf der Insel von See her oder die Überführung von Nachschub mit Seefahrzeugen mit allen Mitteln würde zu verhindern suchen. Hierbei aber mußte sie sich zwangsläufig der deutschen und italienischen Luftwaffe zum Kampfe stellen. Es ist ein Zeichen für die richtige und selbstsichere Bewertung des Stärkeverhältnisses zwischen Luftmacht und Seemacht durch die deutsche Führung, daß sie das Ergebnis des zu erwartenden Zusammenstoßes in Rechnung setzte: nach den Erfahrungen früherer Auseinandersetzungen zwischen Luftwaffe und Flotte konnte es als sicher gelten, daß auch der erneute Zweikampf mit dem Rückzug der britischen Kriegsschiffe aus dem Kampfgebiet enden würde.

Die britische Mittelmeerflotte ist beim Kampf um Kreta tatsächlich voll eingesetzt worden, und zwar nach den Grundsätzen der britischen Anschauungen über die Seekriegführung, die besagen, daß eine Insel nur von See her besetzt und entsprechend auch nur von See her verteidigt werden könne. Teils versuchten die britischen Einheiten, den Seeweg zur Insel zu sperren, teils in die Kämpfe an Land selbst einzugreifen. Den Einsatz vor Kreta hat die Mittelmeerflotte mit schweren Verlusten bezahlen müssen. Allein in den ersten fünf Tagen des Unternehmens Kreta verlor sie sieben Kreuzer, acht Zerstörer, ein U-Boot und fünf Schnellboote durch Angriffe deutscher Sturzkampfflugzeuge; außerdem erlitten mehrere Kriegsschiffe schwere Beschädigungen. Italienische Fliegerverbände, die an dem Kampf um Kreta wirkungsvoll beteiligt waren, versenkten in der

Von oben nach unten: Fallschirmjäger marschieren in voller Ausrüstung zu den Transportflugzeugen. - Gebirgsjäger auf dem Fluge nach Kreta. - Fallschirmjäger und Luftlandetruppen kurz nach der Landung auf Kreta

gleichen Zeit vier Kreuzer. Nach diesen Verlusten war die Standfestigkeit der britischen Mittelmeerflotte, nach alter Anschauung der besondere Vorzug gegenüber der Luftwaffe, schwer erschüttert. Sie räumte das Seegebiet nördlich der Insel und verzichtete im weiteren Verlauf der Kämpfe auf die Sperrung des Seeweges nach Kreta. Ihre letzte Teilnahme an den Kämpfen um die Insel bestand in der Durchführung und Deckung des Abtransportes der geschlagenen Reste des Besatzungsheeres.

Der Einsatz und die Erfolge der Luftwaffe gegen die britische Mittelmeerflotte haben erneut erwiesen, was schon nach den Kämpfen vor Norwegen im vergangenen Jahr Gewißheit geworden war: Im Nahbereich der Luftwaffe und zudem in engen Gewässern gibt es keine Seeherrschaft gegen eine überlegene Luftwaffe. Die britischen Luftstreitkräfte auf Kreta befanden sich von vornherein in so aussichtsloser Unterlegenheit, daß die Flotte von ihr keinerlei Entlastung in ihrem Kampf gegen die deutsche Luftwaffe erhalten konnte. Diese Unterlegenheit, die auch von britischer Seite zugegeben und als eine der Ursachen der Niederlage auf Kreta erkannt worden ist, wird jedoch mit eigenartigen Gründen entschuldigt. Die geringe Anzahl von Flugplätzen auf Kreta soll beispielsweise den Einsatz stärkerer Luftstreitkräfte verhindert haben, wogegen die deutsche Luftwaffe in Griechenland über sehr zahlreiche Stützpunkte habe verfügen können; nach dem Verlust Griechenlands an die deutsche Wehrmacht war aber behauptet worden, die griechischen Flugplätze wären an Zahl so gering gewesen, daß man nicht genügend starke Fliegerverbände habe unterhalten können. Auch der Nachteil der sogenannten „äußeren Linie", die für Großbritannien um Afrika herum zum Nahen Osten führt, wird zur Entschuldigung der britischen Luftunterlegenheit angeführt. Da Großbritannien die Kriegsausweitung im Südosten selbst gesucht hat, wäre aber genügend Zeit vorhanden gewesen, um sowohl ausreichende Flugplätze zu schaffen als auch eine starke Luftmacht im Nahen Osten aufzubauen. Tatsächlich ist die Erklärung für die britische Schwäche zur Luft im Mittelmeerraum nur







Von oben nach unten: Die ersten Transportflugzeuge landeten noch unter feindl. Artilleriebeschuß. Nach zähem Kampf gelang es, den Feind vom Flugplatz abzudrängen. - Fallschirmjäger in Heraklion. - Der Feind ist geworfen

Der Luftkrieg im Mai 1941



Sturzkampfflugzeug auf dem Wege nach Tobruk

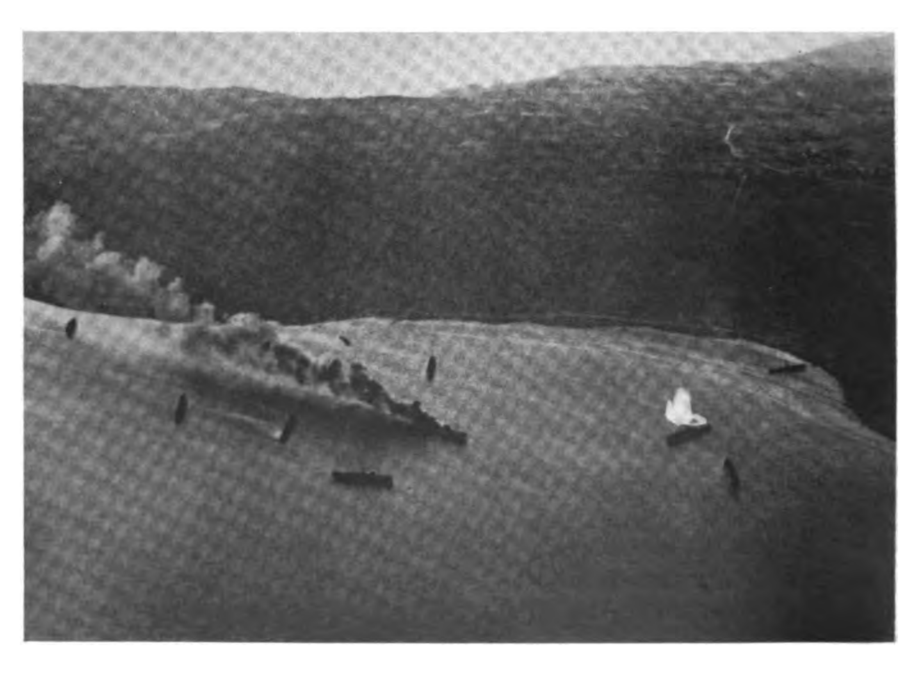
Es ist heute noch unmöglich, die militärischen Lehren in allen Einzelheiten vorauszusagen, die dieser Krieg mit sich bringen wird. Ohne weissagen zu wollen, darf man aber feststellen, daß die Kriegsgeschichte in diesen Monaten einen entscheidenden Wendepunkt erlebte. Die vor Ausbruch dieses Kampfes an die Luftwaffe geknüpften Hoffnungen haben sich zum Teil erfüllt, zum anderen Teil wurden sie aber so weit übertroffen, daß man ohne Übertreibung sagen kann, daß die Kriegführung in ein neues Zeitalter getreten ist. Die verflossenen 21 Kriegsmonate brachten eine nur beim Gegner mit peinlicher Überraschung aufgenommene Bestätigung der Überlegenheit, die eine Luftmacht in ihrem heute ständig wachsenden Aktionsbereich selbst der mächtigsten Seemacht gegenüber besitzt. Der vorläufige Schlußstein dieser logischen Kette ist die Schlacht um Kreta.

Schon der Norwegenfeldzug und der Einsatz der deutschen Luftwaffe und insbesondere der Fallschirmjäger und Luftlandetruppen im Westfeldzug bewiesen der Welt, daß man in Deutschland auf Fragen praktisch brauchbare Antworten gefunden hatte, über die eine demokratische Kriegführung noch debattierte. Ohne den Wert dieser Aktionen in soldatischer Hinsicht mindern zu wollen, mag dem Feind hier noch das Überraschungsmoment als entschuldigend zugute gehalten werden. Bei der Eroberung Kretas aus der Luft fällt es aber fort. Wie der seit Monaten betriebene festungsartige Ausbau der Insel und die ständige Verstärkung der dortigen Garnisonen durch Truppen aus dem ganzen Empire mit zahlreichem und modernem Material bewiesen, rechnete man mit einem Angriff der Achse auf dieses Bollwerk, um so mehr, als der Wert Kretas für Freund und Feind kein Geheimnis war. Die Art des Angriffs hat man auf englischer Seite zweifellos auch wenigstens ungefähr ahnen können, da eine Landung von See aus durch die an sich große und kampfkräftige italienische Flotte dem zahlenmäßig in letzter Zeit weit überlegenen Mittelmeergeschwader der Briten gegenüber keinesfalls ausreichend zu sichern war. Waren doch zuletzt allein im Dreieck Alexandrien-Haifa-Zypern nach italienischen Angaben sieben Schlachtschiffe und mehrere Flugzeugträger, dazu zahlreiche Schwere und Leichte Kreuzer zusammengezogen worden. Eine deutsch-italienische Landung konnte also nur aus der Luft erfolgen oder mußte zumindest von dort aus entscheidend unterstützt werden. Das wußte man sowohl in Kairo als auch in London. Trotzdem gelang es Generalleutnant *Freyberg*, einem der fähigsten britischen Kolonialoffiziere, nicht, die Katastrophe auch nur einzudämmen.

darin zu suchen, daß es an Flugzeugen und überhaupt an fliegenden Verbänden fehlte.

Die Besetzung Kretas aus der Luft gehörte zweifellos zu den schwierigsten Unternehmen dieses Krieges. Anlage und Durchführung der Operationen stehen in der Kriegsgeschichte einzigartig da, denn zum ersten Male wurde eine Insel ohne Seemacht, ja sogar gegen eine überlegene Seemacht, genommen.

Eine neue Ausgangsstellung ist gewonnen, von der aus das östliche Mittelmeer überwacht und die britische Nahoststellung unmittelbar bedroht ist. Der Verlust von Kreta zusammen mit dem Rückzug aus der Cyrenaika hat für die britische Seekriegführung im Mittelmeer eine neue Enge geschaffen, durch die in Zukunft die Durchfahrt gegen die Luftwaffe der Achsenmächte wird erkämpft werden müssen. Der Suezkanal und die Flottenbasis Alexandria sind mehr als zuvor in den Wirkungsbereich der deutschen Luftwaffe gerückt. *S.*



Deutsche Stukas bombardieren englische Schiffseinheiten in der Sudabucht

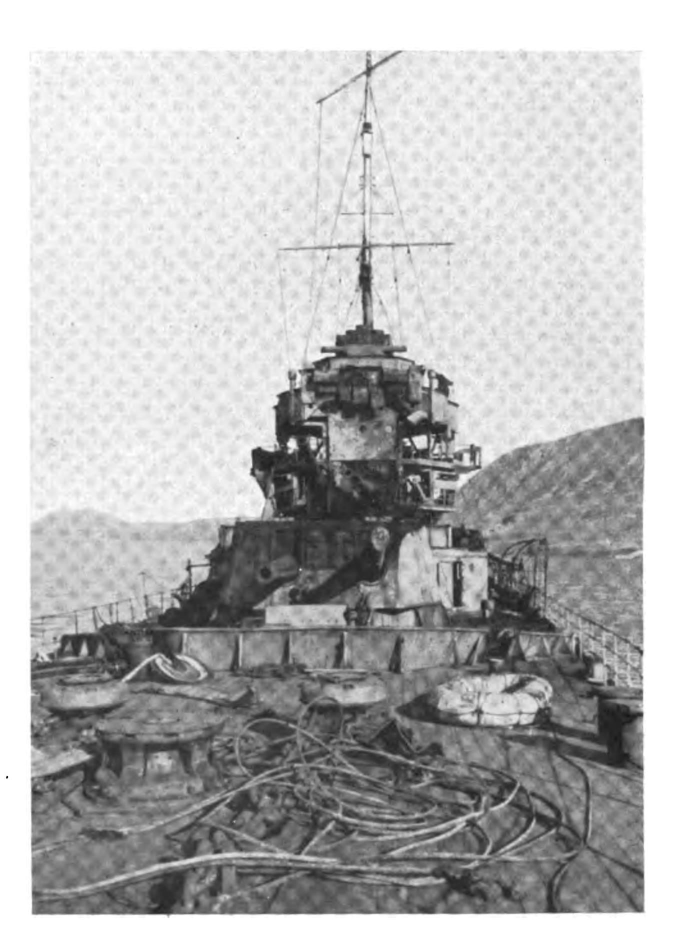
Bilder: (1) PK-Rechenberg-OKW, (5) PK-OKW, (2) PK-Bischhaus-PBZ, (1) PK-Jesse-PBZ, (2) PK-Zeh-PBZ, (1) PK-Billhardt-PBZ, (1) PK-Schimpke-PBZ, (1) PK-Melichar-PBZ

Nach den bis heute bekanntgewordenen Einzelheiten zur Schlacht um Kreta hätte man britischerseits wohl stärkere Kräfte der RAF auf die Insel geworfen, glaubte aber in typisch englischer maritimer Denkweise, den Schutz einer Insel am ehesten durch überlegene Seestreitkräfte gewährleisten zu können. Es war dies weniger ein taktischer als vielmehr ein prinzipieller Denkfehler, der wieder die ganze Verfahrenheit der englischen Lage beleuchtet: Es galt und gilt für London, sein Weltreich zu verteidigen, dessen integrierender Bestandteil die Seeherrschaft ist. Wollte man nach dem Auftauchen des Flugzeugs in der Kriegsgeschichte die traditionelle und bis dahin auch logische Gleichsetzung von Seeherrschaft und Seemacht umstoßen, so hätte das eine derartige gedankliche Revolution mit sich gebracht, daß dadurch schon der Bestand des Empire hätte gefährdet erscheinen müssen. England sah sich bei Ausbruch dieses Krieges veranlaßt, die geschichtlich bedingte Rückständigkeit seiner Mittel nicht als solche anzuerkennen und im Gegenteil weiterhin den Grundsatz zu vertreten, daß die größte Flotte der Welt der sicherste Schutz des Weltreiches bleibe.

So ballte man auch um Kreta eine Seemacht zusammen, die — wenn diese Überlegung noch richtig gewesen wäre — den Schutz dieses wichtigen Stützpunktes hätte ohne weiteres sicherstellen müssen. Und was geschah? Beginnend mit dem 13. Mai vergeht fast kein Tag, an dem das Oberkommando der Wehrmacht nicht stärkere Bombenangriffe gegen Schiffs- und Erdziele bei und auf Kreta bekanntgibt. Mehrere Truppentransporter und kleinere Kriegsschiffe werden versenkt, der Schwere Kreuzer „York“ in der Suda-Bucht vernichtet. Als am 20. Mai der Morgen dämmert, stürmen einem „unabsehbaren Heerwurm“ gleich, wie es Augenzeugen schildern, unzählige Ju 52 als Transporter nach Kreta. Ganze Wolken von Fallschirmjägern senken sich zur Erde, besetzen strategisch wichtige Punkte der Insel und gehen, nachdem laufend Verstärkungen eintreffen, zum Angriff über, wie das OKW. am 25. Mai meldet. Am 28. Mai wird die Einnahme der Hauptstadt Kanea, am 29. die Besetzung der Suda-Bucht, am 30. die Kapitulation der zweitgrößten Stadt Heraklion und am 31. das Erreichen Hierapetras und die dort vollzogene Vereinigung mit im Osten Kretas gelandeten italienischen Truppen gemeldet. 24 Stunden später ist bei der Verfolgung der aufgelöst fliehenden Briten Sphakia genommen, und nur zwölf Tage nach dem Beginn der deutschen Landung befindet sich, wie durch Sondermeldung am 2. Juni bekanntgegeben wird, kein kämpfender Feind mehr auf der Insel. Kreta ist in deutscher Hand!

Wie stark die Luftwaffe neben dem Transport der Fallschirmjäger und Luftlandetruppen an diesem Erfolg beteiligt war, geht aus jedem OKW-Bericht dieser letzten Maitage hervor. Sie mußte den ganz auf sich gestellten deutschen Verbänden alles ersetzen, Tanks, schwere Artillerie, Pak und Sturmgeschütze. Englische Flüchtlinge, die ihre Erlebnisse in englischen Zeitungen schilderten, haben die unerhörte Wirksamkeit dieser massierten Luftangriffe bestätigen müssen. Die schwersten Bombenangriffe auf Rotterdam und Dünkirchen seien ein Kinderspiel gewesen im Vergleich zu der Hölle, die etwa über Heraklion hereinbrach. Auch die kleinsten Widerstandsnester, Artilleriestellungen, Depots und Truppenbewegungen wurden zerschlagen und darüber hinaus in der letzten Phase des Kampfes die britischen Fluchtversuche über das Meer zur rettenden ägyptischen und palästinensischen Küste derart nachhaltig gestört, daß selbst nach amtlichen englischen Angaben nur geringe Teile der britischen Truppen auf Kreta gerettet werden konnten. Neuerlich hat damit die Luftwaffe eine große Vernichtungsschlacht gewonnen.

Neben der Eroberung der Insel, deren Wert sich in der Praxis erst noch zeigen wird und an der die Luftwaffe letztlich entscheidend beteiligt war, gelang den deutschen Fliegern ein weiterer Sieg, dessen Bedeutung noch gar nicht zu übersehen ist. Denn England hat zum Schutz dieser wichtigen Schlüsselstellung einen Großteil seines wertvollsten Kriegs-



Das Wrack des Kreuzers „York“ in der Sudabucht. Ein mahnendes Zeichen der britischen Flottenunterlegenheit gegenüber dem massierten Einsatz deutscher Luftwaffenverbände

instruments, seiner Flotte, eingesetzt, deren volle Niederlage man heute nur ahnen kann. Während der Schlacht im Ostmittelmeer konnte die Versenkung von sieben Kreuzern durch die deutsche Luftwaffe und von vier weiteren durch italienische Streitkräfte sicher beobachtet werden. Einige andere wurden so schwer getroffen, daß mit weiteren Totalverlusten zu rechnen ist. Die Zahl der vernichteten britischen Zerstörer läßt sich noch nicht genau ermitteln. Volltreffer auf Schlachtschiffen und einem Flugzeugträger konnten einwandfrei festgestellt werden. Kurz vor dem endgültigen Verlust Kretas mußte der Erste Lord der britischen Admiralität *Alexander* mitteilen, daß die Flotte im „bisher gewaltigsten Kampf mit deuschen Luftstreitkräften sehr schwere Verluste“ erlitten habe. Die Bekanntgabe der Versenkung von drei Kreuzern und vier Zerstörern spricht bei der englischen Taktik, ausschließlich nicht länger zu verheimlichende Einbußen zu melden, Bände! An einen Ersatz der versenkten und beschädigten Einheiten durch Schiffe der Heimatflotte ist nicht zu denken, da jedes einzelne von ihnen im Atlantik dringend vonnöten ist. Die Ausbesserung an Ort und Stelle könnte nur noch in Alexandrien erfolgen, das dieser Aufgabe nicht im entferntesten gewachsen ist und sich überdies heute im direkten Aktionsbereich der deutschen Luftwaffe befindet, die sich jetzt auf die Flugplätze der Insel Kreta stützen kann. Will England also in Zukunft nicht mit Wracks im Ostmittelmeer Seekrieg führen, so muß es den erheblichsten Teil seiner dort stationierten Geschwader zur Reparatur in die Heimat rufen oder nach Nordamerika schicken. Für absehbare Zeit wird daher England das Herzstück seines Empire, den Suezkanal und die angrenzenden Gebiete, nur durch beschädigte oder gar keine Kriegsschiffe schützen können. Wäre England eine überragende Luftmacht, so würde dieser Tatsache vielleicht nicht die Bedeutung zukommen, die ihr die Seemacht England beilegen muß.

Man kann noch nicht wissen, wie sich England mit dieser Lage, die doch nur eine logische Ergänzung alles Vorhergegangenen ist, abfinden wird. Die allein vernünftigen Schlußfolgerungen für die Briten sind derart schwerwiegend und greifen so tief in die ganze englische Weltanschauung ein, daß ihre Anerkennung eine förmliche Revolution britischer Denkweise auslösen müßte. Es ist allerdings völlig gleichgültig, welche Stellung England der Tatsache gegenüber einnehmen wird, daß sich die völlige Überlegenheit der deutschen Luftmacht der eigenen Seemacht gegenüber erneut bestätigt hat. Das Ende bleibt eindeutig.

Kriegsmarine und Luftwaffe führten auch im Monat Mai den Handelskrieg gegen Großbritannien mit gutem Erfolg. Der Feind verlor in diesem Monat insgesamt 746 000 BRT. Handelsschiffsraum. Hiervon wurden 479 000 BRT. durch die Unterseebootswaffe, 215 000 BRT. durch die Luftwaffe, der Rest durch Überwasserstreitkräfte der Kriegsmarine versenkt. Die Verluste des Feindes durch Minenunternehmungen sind hierbei nicht berücksichtigt.

Von Februar angefangen, wurden damit im Monatsdurchschnitt rund 730 000 BRT. versenkt. Im Monat April wurde wegen der starken britischen Schiffsverluste um Griechenland die höchste Versenkungsziffer erreicht. 730 000 BRT. im Durchschnitt entsprechen einem Ladevermögen der Schiffe von 1 022 000 Tonnen. Auf den Tag umgerechnet bedeutet diese Ziffer, daß innerhalb eines Zeitraums von 24 Stunden jeweils 34 000 Tonnen wertvollsten Kriegsmaterials und kostbarer benötigter Lebensmittel für die Engländer verlorengingen.

Man gewinnt ein ungefähres Bild von der ungeheuren Größe dieses Verlustes, wenn man überlegt, daß man mit diesen 34 000 Tonnen einen Güterzug von 15 km Länge beladen kann, der aus rund 2260 Güterwagen mit einem Fassungsvermögen von je 15 Tonnen besteht.

Die britischen Verluste an Handelsschiffsraum müssen sich um so härter auswirken, je mehr die Gesamttonnage zusammenschmilzt. Am 1. November 1940 waren an englischen Handelsschiffen und solchen neutralen Frachtern, die auf der Fahrt nach der Insel unterwegs waren, versenkt:

	7 162 000 BRT.
am 1. März 1941	9 199 000 BRT.
am 1. April	9 917 000 BRT.
am 1. Mai	10 917 000 BRT.
am 1. Juni	11 664 000 BRT.

Jedes weitere Schiff, das heute für England ausfällt, macht die Versorgung mit lebenswichtigen Gütern, Kriegsmaterial und Lebensmitteln zu einem der schwierigsten Probleme in der verzweifelten Lage der Insel. Reiner *Hofmann-Credner.*



Brennendes Öl. Riesige schwarze Rauchschwaden eines in Brand geworfenen britischen Motortankers

Eine Ju 88, die in dem weichen Boden des Feldflugplatzes eingesunken ist, wird mit Hilfe riesiger Gummisäcke, die mit Blasebälgen aufgepumpt werden, rasch wieder startbereit gemacht

Dauerprüfmaschinen für große Proben

von Dr. techn. E. ERLINGER, Darmstadt

„Bei der Konstruktion aller Art von Luftfahrzeuggerät gilt es mehr als auf allen anderen Gebieten der Technik bei geringstem Gewicht ein Optimum der Festigkeitsausnützung des Werkstoffs zu erreichen. Die folgenden Ausführungen über Dauerprüfmaschinen dürften daher gerade auch für den in der Luftfahrttechnik tätigen Ingenieur von Wert sein. Die Schriftleitung"

Die schnelle Entwicklung von Luftfahrzeugen ist stark abhängig von der Schnelligkeit der Prüfung der Einzelteile des Fahrzeuges auf ihre Eignung zum vorgesehenen Verwendungszwecke. Ein großer Anteil dieser Prüfungen stellt die Festigkeitsprüfung der Bauteile dar, die entsprechend der Betriebsbeanspruchung nicht nur durch ruhende, sondern auch durch schwingende Belastung erfolgt. In der Schwingungsprüfmaschine wird die Probe einer Folge von genau gemessenen und geregelten Kräften unterworfen und die bis zum Bruche ertragene Lastspielanzahl gibt ein Maß für die Dauerhaltbarkeit des Prüflings. Die Prüfmaschine hat die Aufgabe im Probestück Beanspruchungen zu erzeugen, die gleich oder ähnlich den Beanspruchungen des Bauteiles im praktischen Betriebe sind. Die im Flugbetrieb nur in größeren Zeitabständen auftretenden Höchstlasten werden in der Prüfung in raschem Wechsel und ununterbrochener Folge aufgebracht und die Erprobung des Einzelteiles ist im Versuch in kurzer Zeit möglich.

In der neuzeitlichen Dauerprüfung wird eine Vielzahl von Bauteilen und Verbindungselementen in der praktisch vorkommenden Größe und Form untersucht. Zu diesen Versuchen sind Maschinen für wechselnde Biegung, Verdrehung und Zug oder Druck notwendig, die entsprechend hohe Prüflasten erzeugen müssen. Die Entwicklung der Schwingungsprüfmaschinen ist dieser Prüfrichtung gefolgt und hat Maschinen nach diesen Forderungen geschaffen. Diese Großmaschinen müssen insbesonders ausgedehnte Anwendungsmöglichkeit besitzen und sowohl Einspannteile als auch Prüflingsraum sollen verschiedenartigster Probenform genügen. Es werden nun drei, diese Entwicklungsrichtung kennzeichnende, vom Verfasser entwickelte Prüfmaschinenarten beschrieben, die zur Erzeugung von umlaufender Biegung, wechselnder Verdrehung und schwingenden Zug oder Druck dienen.

Die Dauerprüfmaschine für umlaufende Biegung ist zur Belastung von Probestäben und Formteilen eingerichtet und besitzt ein höchstes Belastungsmoment von 750 mkg. Die Maschine kann so eingestellt werden, daß die Beanspruchung (Biegemoment) über die Probenlänge gleichmäßig oder in verschiedener Größe wirkt. Wie das Schema in Abb. 1 und die Ansicht der Maschine in Abb. 2 zeigt, besteht die Prüfeinrichtung im wesentlichen aus dem Antrieb, der Belastungseinrichtung und der Probeneinspannung. Den Antrieb besorgt ein polumschaltbarer Drehstrommotor für 1000 und 1500 Umdrehungen je Minute. Ein Wellenende des Motors ist mit einem Lastspielzählwerk verbunden, während das andere über eine biegsame Drahtwelle die Prüfmaschine antreibt.

Die Belastungseinrichtung besteht aus zwei voneinander unabhängigen Hauptteilen und wirkt über Zwischenhebel auf die mittleren Lager. Der eine Hauptteil ist fest mit der Fundamentplatte verbunden, während der zweite auf ihr mittels Rollen in Führungsnuten verschiebbar ist und sich den Probenlängen anpaßt. Jeder Belastungsteil besteht aus einem Festlager, einem Pendellager, einem Zwischenhebel, einer Waagschale und dem Ausgleichsgewicht mit dem Dämpfer. Auf die Waagschale werden die dem aufzubringenden Moment entsprechenden Gewichte aufgelegt. Die in jedem Belastungsteil durch die Gewichte erzeugte Kraft wird durch den Zwischenhebel in einem Übersetzungsverhältnis von 1 : 2,5 vergrößert und auf das Pendellager übertragen. Das Pendellager befindet sich in einem gleichbleibenden Abstand vom Festlager auf der Hauptwelle und es wird so ein Biegemoment erzeugt, das über die gesamte Einspannlänge (zwischen den beiden Pendellagern) gleichmäßig ist oder von einer Einspannung nach der andern zu- oder abnimmt, je nachdem ob auf beiden Gewichtsschalen gleiche oder verschiedene Gewichte aufliegen. Durch die achsiale Verschiebbarkeit des einen Belastungsteiles wird die bei der Durchbiegung der Probe auftretende Änderung des Pendellagerabstandes ermöglicht und es können auch verschieden lange Prüflinge eingespannt werden. Der kleinste Spannflächenabstand beträgt 480 mm und der größte 650 mm. Durch eine Schraubenfeder wird der bewegliche Belastungsteil in achsialer Richtung etwas vorgespannt, so daß bei Bruch der Probe dieser Teil eine kurze Strecke wegfährt und damit eine Beschädigung der Bruchflächen vermieden wird. Das Eigengewicht von Einspannwelle, Pendellager, Zwischenhebel und Waagschale ist durch ein Gegengewicht ausgeglichen, wobei die Gewichte der normalen Einspannflansche berücksichtigt sind. Die Zwischenhebel sind in ihren Längen so abgestimmt, daß das im zugehörigen Pendellager wirkende Biegemoment in mkg gleich dem vierfachen Gewicht in kg auf der Waagschale ist. Wenn der Probestab mit einem gleichmäßigen Biegemoment über seine Prüflänge beansprucht werden soll,

Antriebswelle
Ausgleichsgewicht
Probe
Pendellager
Festlager
bewegliches Bett
gemeinsame Grundplatte
Oeldämpfer
festes Bett
Gewichtsschale

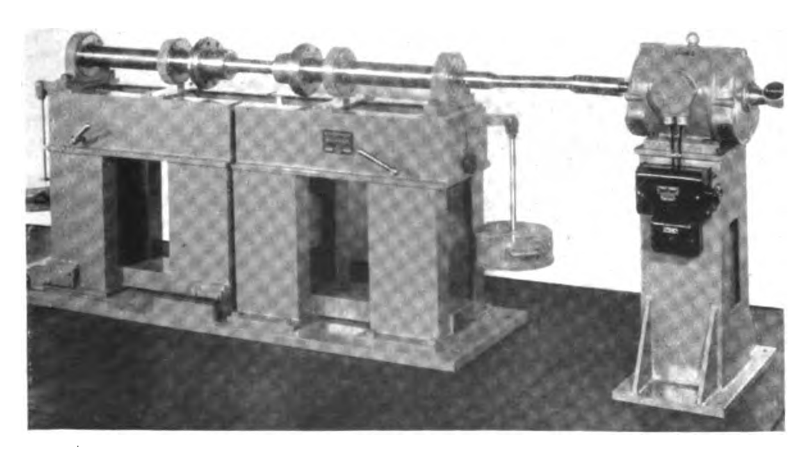
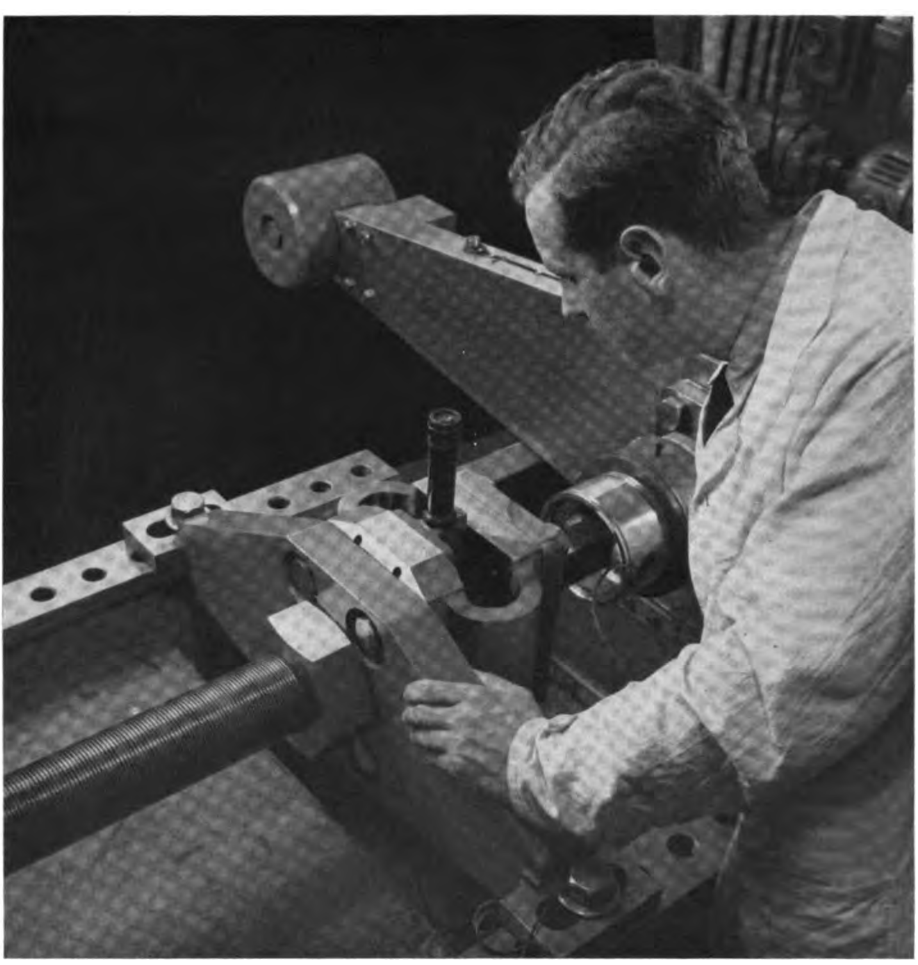


Abb. 1 und 2. Schema und Ansicht der Umlaufbiegemaschine 750 mkg



Werkbild: Mahle

Vom Prüffeld für Flugmotoren-Kolben; Schenck „Pulser“

ist also auf den beiden Waagschalen ein Gewicht von $G = \frac{M}{4}$ kg aufzulegen. Die beiden mit den Zwischenhebeln gekuppelten Öldämpfer sorgen dafür, daß während des Betriebes keine störenden Schwingungen des Hebelsystemes auftreten können. Mit zwei an der Bedienungsseite angebrachten Klemmhebeln werden im unbelasteten Zustande die Einspannköpfe in der Nullage festgehalten, damit die Proben bequem ein- und ausgespannt werden können. An den Stirnseiten der Maschine befindet sich je ein verstellbarer Anschlag zur Hubbegrenzung des Gewichtshebels bei Bruch der Probe. Einer dieser Anschläge ist mit dem Ausschaltekontakt versehen. Bei Probenbruch wird er durch den Gewichtshebel betätigt und schaltet über den Motorschutzschalter den Antriebsmotor aus.

Die Enden der Belastungswellen sind mit kreisförmigen Spannflächen versehen, auf welchen verschiedenartige Einspannteile angeschraubt werden können. Für normale Rundproben sind Einspannflansche mit kegelförmiger Bohrung vorgesehen. Der Einspannkopf der Probe wird mit einer Schraube in die Bohrung gezogen und nach der Prüfung durch Abdrücken unter einer Presse aus dem Flansch entfernt. Weil der Preßsitz der Probe schwach kegelig ist, löst sich nach kurzem Abdrückweg (4—7 mm) die Probe und die Sitzflächen des Einspannflansches bleiben unversehrt. Eine oftmalige Benützung dieser Flansche ist deshalb möglich. Die Abmessungen der Normalprobe und der zugehörigen Einspannflansche zeigt Abb. 3. Da die Einspannteile in ihrer Form leicht wandelbar sind, können die verschiedenartigsten Proben in die Maschine eingebaut und dort geprüft werden.

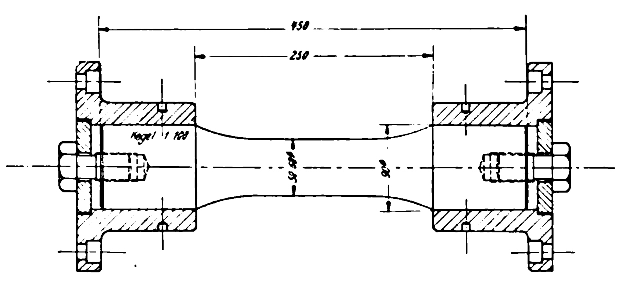


Abb. 3. Normalprobe mit Aufspannteilen

Für die Beanspruchung von großen Probestücken sind die drei Baugrößen der Torsatoren für 300, 1000 und 2000 mkg Höchstlast geeignet. Bei diesen Maschinen kann die Schwingungszahl in den Grenzen von 1200—3000 je Minute je nach der Federung der Probe durch entsprechende Wahl der Schwungmassen eingestellt werden. Durch eine ähnliche Aufspannart wie bei der Umlaufbiegemaschine ist der Anwendungsbereich dieser Maschinen sehr erweitert und zur Prüfung von ganzen oder Teilen von Kurbelwellen ist durch die einfache Anbringung von Zwischenlagern besonders Bedacht genommen worden (Abb. 4).

Diese Prüfmaschinen sind ihrem System nach Resonanzmaschinen, die im aufsteigenden Ast der Resonanzkurve und nicht auf der Spitze derselben arbeiten. Dies hat den Vorteil, daß man durch kleine Änderungen der Prüffrequenz während des Betriebes die Größe der Schwingungs- und Beanspruchungsamplitude bequem ändern, einstellen und regeln kann.

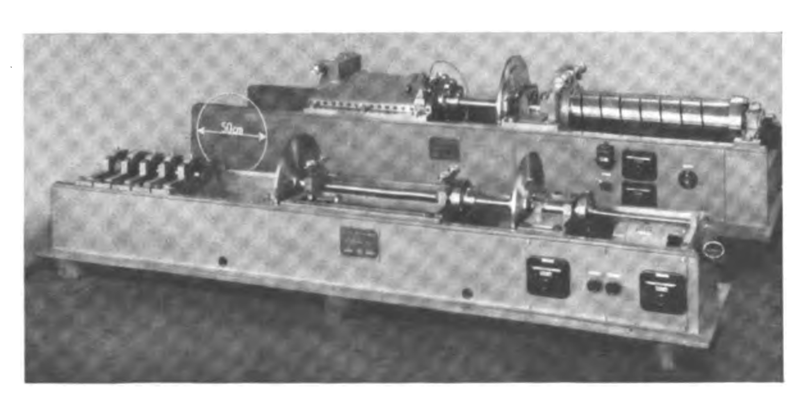


Abb. 4. Ansicht des 2000 mkg- und 300 mkg-Torsators mit glatten Rundstäben als Probe

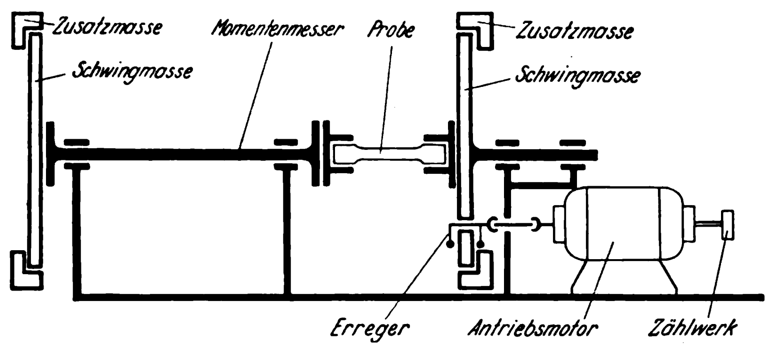
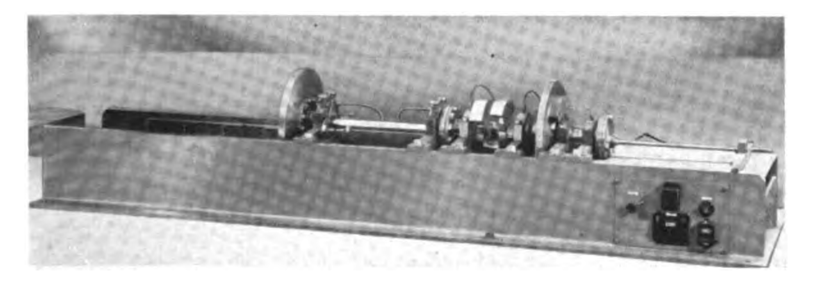


Abb. 5. Schema des Torsators für 300 und für 1000 mkg Höchstlast


Abb. 6. 1000 mkg-Torsator mit einer Sternmotor-Kurbelwelle als Probe

Das Schwingungssystem der Torsatoren für 300 und 1000 mkg wird aus zwei scheibenförmigen Endmassen und der Drehfederung, welche aus Dynamometer und Probe besteht, gebildet (Abb. 5). Die Endmassen sind aus den Grundflanschen und aufsetzbaren Ringen zusammengebaut, so daß ihr Massenträgheitsmoment in weiten Grenzen veränderlich ist. Es wird damit erreicht, daß selbst bei großer Verschiedenheit der Probeelastizität durch entsprechendes Anpassen der Endmassen eine günstige Schwingungszahl eingestellt werden kann. Die dem Antrieb zugekehrte Endmasse ist mit einem außer Mitte befestigten Unwuchterreger versehen, der dort eine kleine, anregende Drehschwingung einleitet. Der Erreger besitzt eine unveränderliche Unwuchtmasse, welche bei ihrer Drehung eine umlaufende Fliehkraft erzeugt. Da der Angriffspunkt der Fliehkraft außer Mitte des Drehschwingungssystems liegt, bewirkt sie ein wechselndes Drehmoment in der Maschine. Unter dem Einfluß dieses Drehmomentes vollführen die Endmassen kleine Ausschläge, die sich im Resonanzgebiet der Drehzahl durch die Massenkräfte zu starken Schwingungen vergrößern, welche die Probe und das Dynamometer auf wechselnde Verdrehung beanspruchen. Durch Steigerung der Drehzahl des Erregers werden die Schwingungen der Endmassen größer und damit die Beanspruchung der Probe höher.

Der Antrieb des Erregers erfolgt durch einen regelbaren Gleichstrom-Nebenschlußmotor, dessen Welle mit einem Lastspielzählwerk verbunden ist. Die Schmierung der Lagerungen des Schwingungssystems und der Probe besorgt eine Ölpumpe mit mehreren Förderstellen, die durch einen kleinen Elektromotor angetrieben wird.

Die Beanspruchung der Probe wird durch ein Verdrehdynamometer gemessen, welches unmittelbar an die Probe angeschlossen und somit dem gleichen Drehmoment unterworfen ist. Der Verdrehwinkel des Dynamometerstabes wird in seinen Schwingungsendlagen durch vier Meßuhren abgetastet und gibt in Verbindung mit einer statisch bestimmten Kennlinie das schwingende Drehmoment an. Die Meßeinrichtung ist in einem verschiebbaren Gehäuse gelagert und kann entsprechend der Probenlänge in verschiedenen Stellungen im Maschinenbett festgespannt werden. Die Enden des Dynamometerstabes sind mit Flanschen versehen, auf welche die Einspannflansche der Probe und auch die Endmassen festgeschraubt werden. Die glatten Proben werden mittels kegelförmiger Schrumpfsitze in ihren Einspannflanschen befestigt. Der Dynamometerstab ist leicht austauschbar, um Stäbe für andere Meßbereiche einbauen zu können. Das Maschinenbett ist als langgezogene Wanne ausgebildet, und es ist durch diese Bauart selbst für sperrige Probestücke ausreichend Prüfraum geschaffen worden. Auch für Prüfzusätze, wie Erwärmung und Korrosion der Proben ist damit räumlich bestens vorgesorgt. Für glatte, ungekerbte Proben ist während der Dauerbeanspruchung wegen der Erwärmung durch innere Dämpfung eine Ölkühlung des Probestabes notwendig. Die horizontale Lage der Probe erlaubt durch ein

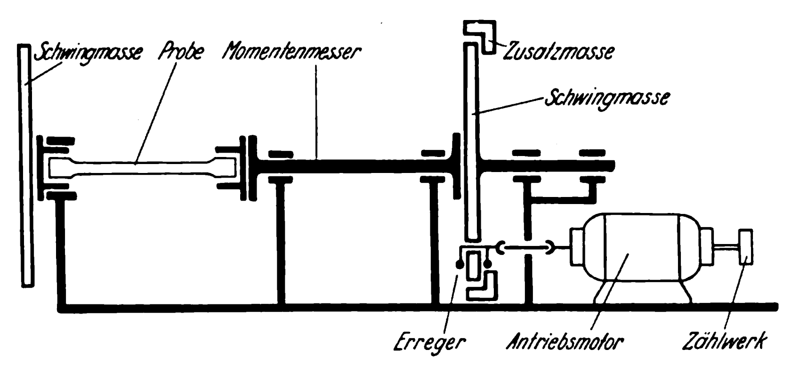


Abb. 7. Schema des 1000 mkg-Torsators bei der Prüfung verdrehweicher Proben

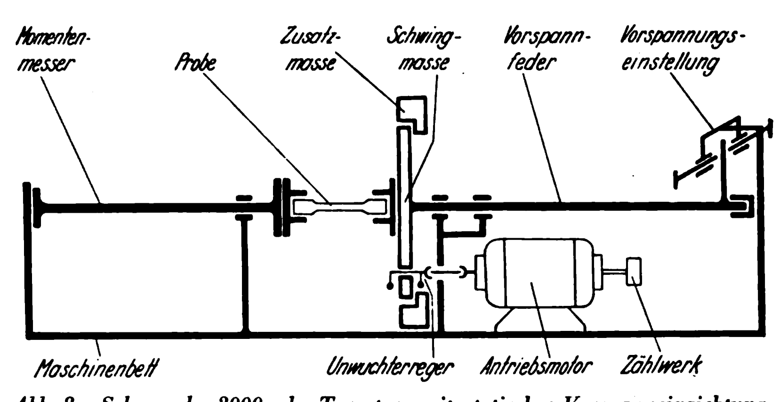
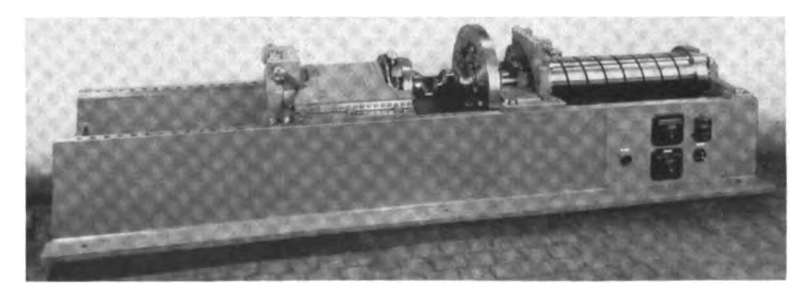


Abb. 8. Schema des 2000 mkg-Torsators mit statischer Vorspanneinrichtung


Abb. 9. 2000 mkg-Torsator mit einem Kurbelwellenabschnitt als Probe

Verteilerrohr die ganze Schaftlänge gleichmäßig zu bespülen und begünstigt den leichten Abfluß des Kühlöles.

Alle Resonanzmaschinen sind gegen Dämpfungsänderungen der Probe und Drehzahlschwankungen des Antriebes empfindlich, weil diese mit Belastungsänderungen verbunden sind. Um eine gleichbleibende Beanspruchung der Probe während des ganzen Prüflaufes zu sichern, sind diese Maschinen mit einer besonderen elektrischen Regeleinrichtung, Bauart Slattenschek-Kehse, ausgestattet. Die Wirkungsweise dieses Reglers ist folgende: Die Schwingungsausschläge des Dynamometers werden durch eine daran befestigte Kontakteinrichtung abgetastet, wodurch Stromstöße in einer vom Schwingungsausschlag abhängigen Größe auf ein empfindliches Meßgerät, dem Differentialrelais, einwirken. Dieses betätigt bei einer Abweichung des Dynamometerausschlages vom eingestellten Maß nun seinerseits einen Regelmotor, der einen Schiebewiderstand verstellt, welcher das magnetische Feld des Antriebsmotors verstärkt oder schwächt. Dadurch läuft der Antriebsmotor des Schwingungserregers langsamer oder schneller und verkleinert oder vergrößert die Ausschläge des Schwingungssystems, bis am Dynamometer die eingestellte Schwingungsgröße wieder erreicht wird. In seinen Endstellungen betätigt der Schieber des Regelwiderstandes zwei Ausschaltkontakte, welche die gesamte Prüfanlage stillsetzen. Dieser Vorgang wird durch den Anriß in dem Prüfstück eingeleitet, weil sich dabei die Elastizität der Probe ändert und der Regler durch die Steuerung auf gleichbleibenden Schwingungsausschlag den Schiebewiderstand bis zu seiner Endlage verstellt. Man erzielt damit, daß die Prüfmaschine schon bei Probenanriß abschaltet und das Zählwerk nur die bis zum Bruchanfang ertragene Lastwechselzahl angibt.

Diese eben beschriebene Prüfmaschine wird in zwei Größen für $\pm$ 300 mkg und für $\pm$ 1000 mkg gebaut. Die 300 mkg-Maschine ist in Abb. 5 vorne mit einem glatten Rundstab von 45 mm Durchmesser als Probe dargestellt. Die Ausführung der Prüfmaschine für 1000 mkg wechselndes Drehmoment zeigt Abb. 6 mit einer Kurbelwelle eines Sternmotors als Probe. Der Hauptvorzug dieser Maschinenart besteht in der Möglichkeit, sehr verdrehweiche Proben prüfen zu können, denn der schwingende Verdrehwinkel der Probe kann ohne weiteres Werte von $\pm$ 30° erreichen. Für die Prüfung solcher Proben ist die Anordnung nach Abb. 7 zweckmäßig, weil dabei das Dynamometer nur kleine Ausschläge vollführt und die starken Schwingungen in der Probe auftreten.

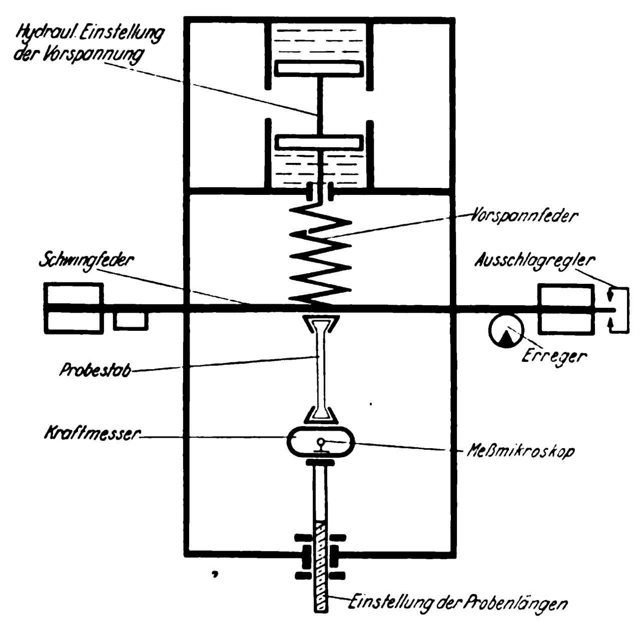
Da für manche Untersuchungen die gleichzeitige Einwirkung von Wechselkraft und statischer Kraft notwendig ist, sind diese Maschinen auch in einer etwas abgeänderten Bauart mit einem zusätzlichen statischen Vorspannapparat ausgeführt. In der schematischen Abb. 8 ist die grundsätzliche Anordnung dieser Maschine dargestellt, welche durch die feste Verbindung der Endpunkte des schwingenden Systems mit dem Maschinenbett als Gegenmasse gekennzeichnet ist. Hierbei ist das Dynamometer mit der Probe in Reihe mit einer Verdrehfeder geschaltet, die gegen das Maschinenbett verdreht werden kann. Durch diese Verdrehung wird das ganze System mit einem im Dynamometer meßbaren statischen Drehmoment vorgespannt. Die Vorspannfeder besteht aus einer innenliegenden Stabfeder und einer mit ihr gekuppelten, außenliegenden Schraubenfeder. Die Erregung der Massenscheibe zwischen Vorspannfeder und Probe belastet letztere zusätzlich mit einem wechselnden Drehmoment. Dieses Wechselmoment kann ebenfalls im Dynamometer gemessen werden. Das Dynamometergehäuse ist auf Lenkerfedern abgestützt, damit es seitlich zur Probenachse ausweichen kann, was für die Prüfung von Kurbelwellenabschnitten und anderen Proben günstig ist. Durch den unmittelbaren Antrieb der Schwingmasse von dem als Gegenmasse dienenden Maschinenbett ist der Gesamtschwingwinkel auf $\pm$ 6° beschränkt und die Maschine ist aus diesem Grunde vorzugsweise zur Prüfung verdrehsteifer Proben geeignet. Die Maschine ist in Abb. 4 mit einem glatten Rundstab von 65 mm Durchmesser und in Abb. 9 mit einem Kurbelwellenabschnitt als Probe in Ansicht gezeigt. Alle Torsatoren werden mit ihrem Bett auf Betonklötze aufgeschraubt, welche dann auf Gummifüßen schwingungsisoliert auf dem Fußboden aufgestellt werden.

Zur Beanspruchung von Proben und Formteilen auf schwingenden Zug oder Druck mit hohen Prüfkräften dient der Zug-Druck-Pulser, Bauart Schenck-Erlinger, mit 50 t Höchstlast. Diese Maschine stellt die größte Bauausführung der schon früher[1]) beschriebenen 20- und 5 t-Zug-Druck-Pulser dar. Die Probe wird je nach ihrer Federung und der Größe der Schwingkraft mit einer Prüffrequenz von 2200 bis 2500 Lastspielen in der Minute beansprucht. Die statische Vorspanneinrichtung kann Prüfkräfte von 0 bis 25 t Zug oder Druck aufbringen, während die Schwingfeder Wechselkräfte von $\pm$ 2,5 bis $\pm$ 25 t einzustellen erlaubt. Die höchste Ursprungslast ist daher 50 t Zug oder Druck.

Ähnlich wie beim Torsator ist diese Maschine ein schwingungsfähiges Gebilde, das in der Nähe seiner Eigenschwingungszahl arbeitet. Die Hauptteile sind nach dem Schema



[1]) *E. Erlinger, Eine Prüfmaschine zur Erzeugung wechselnder Zug-Druckkräfte, Archiv Eisenhüttenwesen 10 (1936/37) Heft 7, S 317/20.*



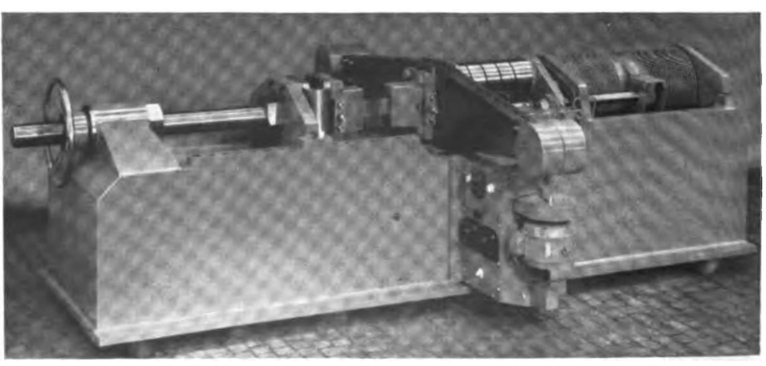


Abb. 10 und 11. Schema und Ansicht des 50 t-Zug-Druck-Pulsers

in Abb. 10 die Vorspannfeder, Schwingfeder, Probestab und der Kraftmesser. Die Schwingfeder steht als flaches, zweiseitiges Federblatt quer zur Maschinenlängsachse und wird durch eine kleine, umlaufende Unwucht erregt. Diese wirkt an ihrem einen Ende, das andere Federende ist durch Zusatzmassen so ausgeglichen, daß die Schwingweite genau gleichgroß ist. Die zur Probenachse symmetrisch schwingende Biegefeder übt hierbei auf die Probe mittig wirkende Wechselkräfte aus. Die Eigenfrequenz der Schwingfeder bestimmt der Hauptsache nach die Prüfgeschwindigkeit der Maschine, die Federung der Probe hat nur einen ganz geringen Einfluß darauf. Die Maschine wird durch einen Gleichstrommotor von 2,2 kW Leistung angetrieben. Er sitzt seitlich am Maschinenbett und ist mit einer biegsamen Welle unmittelbar mit dem Unwuchterreger verbunden. Die schwingenden Prüfkräfte mißt ein Ringkraftmesser mit Mikroskopablesung. Mit der gleichen Vorrichtung werden auch die statischen Kräfte bestimmt, welche durch die Vorspannfedern auf die Probe ausgeübt werden. Das Spannen dieser Federn auf Zug oder Druck erfolgt durch zwei zylindrische Federkörper, deren Innenraum über Ventile wechselweise mit Drucköl beschickt werden kann. Das Drucköl wird durch eine kleine Kolbenpumpe gefördert, die durch einen Elektromotor angetrieben wird. Der Kraftmesser sitzt auf einem Führungsbügel und kann mit einer Verstellspindel den verschiedenen Probenlängen entsprechend in beliebiger Stellung auf dem Maschinenbett festgestellt werden. Das Maschinenbett ist unter der Probenlänge tiefgezogen, um ausreichenden Raum für sperrige Proben und Prüfzusätze zu schaffen. Die Maschine wird mit Gummifüßen unmittelbar auf dem Fußboden aufgestellt.



Werkbild: Schenck

Prüffeld für Schwingprüfmaschinen

Zur Nockenform der Ventilsteuerung beim Viertakt-Ottomotor

von Dr.-Ing. H. DENKMEIER, Berlin-Adlershof

(Fortsetzung und Schluß)

In den Abb. 10 und 11 ist die Längenänderung $\Delta l_1 + \Delta l_2$ abhängig von der Kraft P mit dem Ventilspiel $s_0 = 0{,}1$ bis 0,4 als Parameter für die Nockenformen VIII und XV aufgetragen. Aus dem Verlauf der Kurven sieht man, daß die Gesamtelastizität sehr stark von der Nockenform, d. h. vom Krümmungsradius ϱ abhängig ist, d. h. je größer die Beschleunigung, desto größer wird auch die Elastizität der Steuerung, im vorliegenden Fall des Steuerungsantriebes, da ja die Elastizität von Ventil, Stößel und Zylindergehäuse konstant bleibt. Die Beschleunigung ist proportional dem Krümmungsradius ϱ, je größer nun dieser Wert ist, um so größer wird auch der Abstand c_1 (= der Abstand der angreifenden Kraft P vom Drehpunkt), d. h. um so größer wird bei gleicher Kraft P das Drehmoment M_d, das eine zusätzliche Verdrehung hervorruft und der Längenänderung Δl_2 verhältig ist. Bei gleicher Auftreffgeschwindigkeit würde das bedeuten, daß die Stoßkraft bei Nocken mit hoher Beschleunigung am kleinsten wird, da die Elastizität größer wird.

Um eine genaue und einwandfreie Bestimmung der Stoßkraft zu ermöglichen, wäre es notwendig, die Formänderungsarbeit aus dem Verlauf der gekrümmten elastischen Linie zu ermitteln und daraus die Stoßkraft. Bedeutend einfacher und genau genug erhält man die Stoßkraft, wenn man den Kurvenverlauf der elastischen Linie, die nur schwach gekrümmt ist, durch eine Gerade ersetzt. Der dabei auftretende Fehler bewegt sich zwischen 3 und 5 %, auf die Gesamtbeanspruchung bezogen sind es 1 bis 2 %, er ist also praktisch zu vernachlässigen.

Für eine geradlinige Abhängigkeit der Elastizität von der Belastung gilt:

$$\frac{1}{2} m_1 v_N^2 = \frac{1}{2} P_S (\Delta l_1 + \Delta l_2) ;$$
$$m_1 v_N^2 = P_S (\Delta l_1 + \Delta l_2) .$$

Bei bekannter Nockenform ist der Wert $m_1 \cdot V_N^2$ nur vom Ventilspiel und den zu bewegenden Massen abhängig.

Gewichte der Steuerungsteile:

1 Einlaßventil	=	67 g
1 Auslaßventil	=	73 g
1 äußere Ventilfeder	=	36,5 g
1 innere Ventilfeder	=	16,8 g
1 Federteller	=	14,2 g
2 Keile	=	3,5 g
1 Widiastößel	=	104,5 g
1 ECN 45-Stößel	=	91,0 g

Die Auswertung zeigt Zahlentafel 4. Abb. 12 zeigt den Verlauf der Stoßkraft P_S abhängig von der maximalen Beschleunigung b_{max}, d. h. abhängig vom Krümmungsradius ϱ bei $n_{KW} = 3400$ U/min für ein Ventilspies $s_0 = 0,1$; 0,2; 0,3; 0,4 mm. Man ersieht daraus, daß der Verlauf der Stoßkraft mit steigender Beschleunigung immer flacher wird und daß sich die Kurven bei hoher Beschleunigung asymptotisch einer Geraden nähern. Dies besagt wiederum, daß die zulässige Beschleunigung nicht durch das Anwachsen der Stoßkraft begrenzt sein kann. Ebenso wird die Zunahme der Stoßkraft mit größer werdendem Ventilspiel immer geringer.

Dieser für sehr hohe Beschleunigung und großes Ventilspiel günstige Verlauf der Stoßkraft ist darauf zurückzuführen, daß die Elastizität des Steuerungsantriebes abhängig ist vom Ventilspiel und von der Beschleunigung, d. h. bei zunehmendem Ventilspiel wie bei hoher Beschleunigung wird die Elastizität größer und damit die Stoßkraft kleiner.

Die Beschleunigungskraft $P_B = m_1 \cdot b_{max}$ (Abb. 13) beim Öffnen ist nur abhängig von den zu beschleunigenden Massen m_1 und der maximalen Beschleunigung $b_{max} = \omega^2 (\varrho - R)$, (m/sec²). (Bezogen auf ein Ventil bedeutet m_1 die Masse von 1 Ventil + ½ Ventilstößel + ½ äußere Ventilfeder + ½ innereVentilfeder + 1 Federteller + 2 Keile.)

Für eine genaue Rechnung wäre es notwendig, die Beschleunigung einzusetzen, die dem Winkel $(\Theta_{F_0} + \Delta \Theta_{F_1} + \Delta \Theta_{F_2})$ entspricht. Da aber die Beschleunigung bei $(\Theta_{F_0} + \Delta \Theta_{F_1} + \Delta \Theta_{F_2})$ nur um etwa 0,5 bis 1 % kleiner ist als bei $\Theta_F = 0$, kann dieser Fehler vernachlässigt werden.

Damit ergibt sich für $P_B = m_1 \cdot \omega^2 (\varrho - R)$, (kg)

Zahlentafel 5.

Einlaß mit Widia-Stößel:	$m_1'_E = 0,01668 \frac{\text{kg sec}^2}{\text{m}}$
Einlaß mit ECN 45-Stößel:	$m_{1\,E} = 0,01599$ „
Auslaß mit Widia-Stößel:	$m_1'_A = 0,0173$ „
Auslaß mit ECN 45-Stößel:	$m_{1\,A} = 0,0166$ „

Die Ventilfederkraft P_F. Diese Kraft ist für alle untersuchten Nockenformen konstant, sie ist gleich der Ventilfedervorspannung bei geschlossenem Ventil und setzt sich aus der Federkraft der inneren und äußeren Ventilfeder zusammen. Da für Ein- und Auslaßventile gleiche Federn und gleiche Abmessungen vorliegen, ist in beiden Fällen $P_F = 18,5$ kg.

Die Gaskraft P_G. Beim Öffnen des Auslaßventils ist außer den vorher genannten Kräften noch die Gaskraft zu überwinden. Das Öffnen des Auslaßventils erfolgt gegen einen inneren Überdruck, der von den Steuerzeiten, der Verdichtung und der Überladung abhängig ist. Aus dem Indikatordiagramm, das bei der Betriebsdrehzahl $n_{KW} = 3400$ U/min aufgenommen wurde, ergab sich $p_ü = 6,5$ atü. Damit wird

$$P_G = p_ü \cdot \frac{\pi \cdot d_v^2}{4} = 66,2 \text{ kg}$$

bei einem Außenventildurchmesser $d_v = 3,6$ cm.

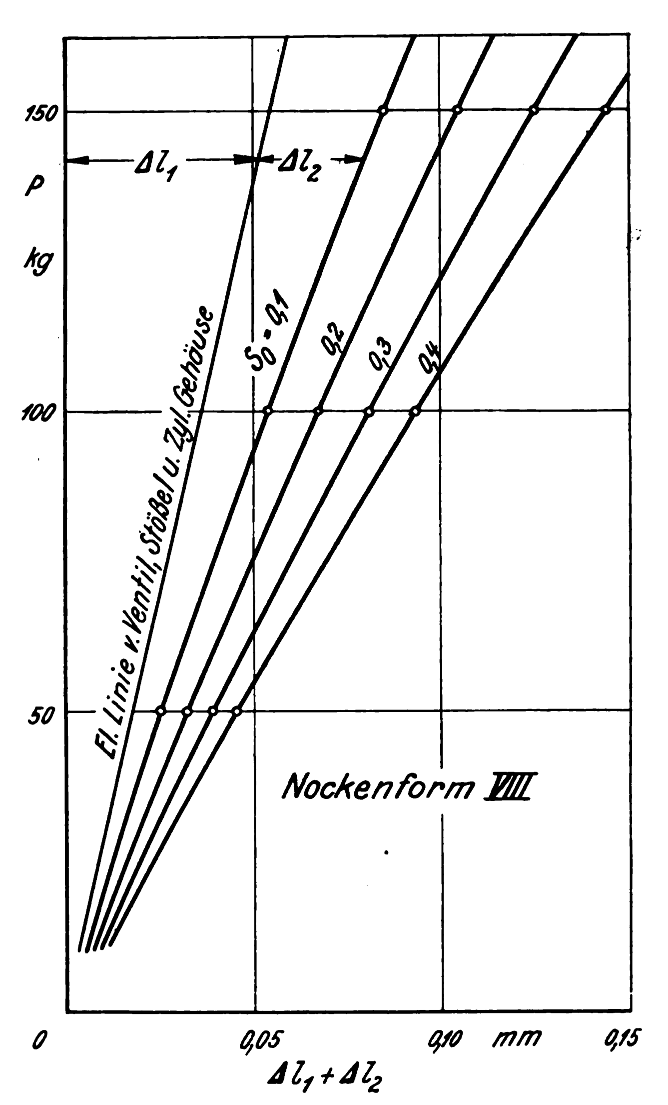


Abb. 10. Gesamt-Elastizität der 1 l-Ventilsteuerung für Nockenform VIII

Die Summe der Kräfte $P_S + P_B + P_F$ gibt ein Maß für die Beanspruchung am Einlaßnocken bzw. Stößel. Die Beanspruchung des Auslaßstößels bzw. des Nockens wird um den Betrag der Gaskraft erhöht.

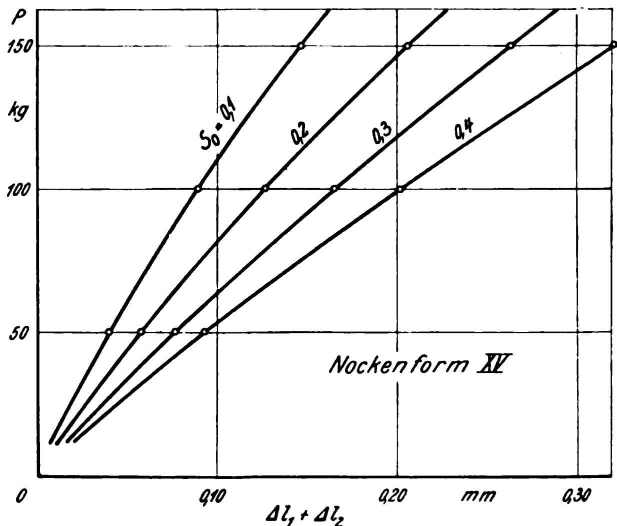


Abb. 11. Gesamt-Elastizität der 1 l-Ventilsteuerung für Nockenform XV

Zahlentafel 4. Ventilgeschwindigkeit $V_N = m/sec$

Nockenform	VIII	IX	X	XI	XII	XIV	XV
Ventilspiel							
$s_0 = 0{,}1$ mm	0,524	0,569	0,608	0,660	0,737	0,807	0,867
$= 0{,}2$ mm	0,730	0,804	0,861	0,934	1,040	1,140	1,228
$= 0{,}3$ mm	0,893	0,984	1,054	1,144	1,276	1,395	1,499
$= 0{,}4$ mm	1,032	1,132	1,215	1,328	1,475	1,611	1,731
Stößel aus ECN 45 — Einlaß: $\left(m_{1E} = 0{,}01599\ ;\ \frac{kg\,sec^2}{m}\right)\ m_{1E}\cdot V_N^2 = mkg = (\Delta l_1 + \Delta l_2)\cdot P_S$;							
$s_0 = 0{,}1$ mm	0,00439	0,00518	0,00591	0,00696	0,00868	0,01041	0,01201
$= 0{,}2$ mm	852	1034	1185	1395	1730	2078	2410
$= 0{,}3$ mm	1275	1549	1776	2092	2605	3111	3592
$= 0{,}4$ mm	1705	2050	2360	2778	3480	4150	4790
Stößel aus ECN 45 — Auslaß: $\left(m_{1A} = 0{,}0166\ ;\ \frac{kg\,sec^2}{m}\right)\ m_{1A}\cdot V_N^2 = (\Delta l_1 + \Delta l_2)\ P_S$;							
$s_0 = 0{,}1$ mm	0,00456	0,00538	0,00614	0,00722	0,00901	0,01081	0,01247
$= 0{,}2$ mm	884	1074	1230	1448	1796	2158	2502
$= 0{,}3$ mm	1324	1608	1845	2172	2705	3230	3730
$= 0{,}4$ mm	1770	2129	2450	2882	3612	4310	4972
Stößel mit Widia-Auflage — Einlaß: $\left(m'_{1E} = 0{,}01668\ ;\ \frac{kg\,sec^2}{m}\right)\ m'_{1E}\cdot V_N^2 = mkg = (\Delta l_1 + \Delta l_2)\cdot P_S$;							
$s_0 = 0{,}1$ mm	0,00458	0,00540	0,006165	0,00726	0,00905	0,01086	0,01253
$= 0{,}2$ mm	889	1078	1235	1455	1805	2167	2501
$= 0{,}3$ mm	1330	1615	1853	2182	2718	3245	3745
$= 0{,}4$ mm	1778	2139	2460	2897	3630	4330	4995
Stößel mit Widia-Auflage — Auslaß: $\left(m'_{1A} = 0{,}0173\ ;\ \frac{kg\,sec^2}{m}\right)\ ;\ m'_{1A}\cdot V_N^2 = mkg = (\Delta l_1 + \Delta l_2)\cdot P_S$;							
$s_0 = 0{,}1$ mm	0,00475	0,005605	0,006395	0,00753	0,00939	0,01126	0,01300
$= 0{,}2$ mm	922	1119	1282	1510	1871	2248	2608
$= 0{,}3$ mm	1380	1676	1921	2265	2820	3368	3885
$= 0{,}4$ mm	1845	2218	2552	3005	3765	4490	5180
Stoßkraft P_S = kg bei Verwendung von Widia-Stößeln für Einlaß							
$s_0 = 0{,}1$ mm	92,5	97,5	100	104	110	115	117
$= 0{,}2$ mm	114,5	120,5	123,5	126,5	131	135	137
$= 0{,}3$ mm	127,5	132,5	136	138,5	143	145	146,5
$= 0{,}4$ mm	137	140,5	143,5	146,5	149,5	151	152,0
Stoßkraft P_S = kg bei Verwendung von Widia-Stößeln für Auslaß							
$s_0 = 0{,}1$ mm	94,0	99	102	106	112	117	119
$= 0{,}2$ mm	116,5	122,5	125,5	128,5	133,5	137,5	139
$= 0{,}3$ mm	129,5	135,0	138,5	141,0	145,0	147,5	149
$= 0{,}4$ mm	139,5	143,0	146,5	149,0	152,0	154,0	155,0
Stoßkraft P_S = kg bei Verwendung von ECN 45 für Einlaßstößel							
$s_0 = 0{,}3$ mm	125	130	133	136	140	142	144
Stoßkraft P_S = kg bei Verwendung von ECN 45 für Auslaßstößel							
$s_0 = 0{,}3$ mm	127	132	136	138,5	142,5	145	146,3

Zahlentafel 5. Die Beschleunigungskraft P_B = kg abhängig von der Nockenform

Nockenform	VIII	IX	X	XI	XII	XIV	XV
b_{max} [m/sec²]	1337	1623	1853	2190	2726	3252	3765
$P_B = m_{1E}\cdot b_{max}$	21,4	25,95	29,6	35,0	43,6	52,0	60,2
$= m'_{1E}\cdot b_{max}$	22,3	27,1	30,9	36,5	45,5	54,3	62,8
$= m'_{1A}\cdot b_{max}$	22,2	26,9	30,75	36,35	45,25	54,0	62,5
$= m'_{1A}\cdot b_{max}$	23,1	28,1	32,05	37,9	47,15	56,3	65,1

Nach den Hertzschen Gleichungen (Hütte I, S 570) ergibt sich die Druckfläche zwischen einem Kreiszylinder und einer ebenen Platte aus der Beziehung:

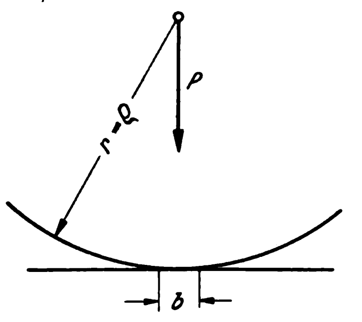
$$\left(\frac{b}{4}\right)^2 = 0{,}58 \frac{P \cdot r}{l} \cdot a \, ;$$

dabei ist

P = Drucklast in kg,
l = Länge des Zylinders (cm) (Breite der Nockenlauffläche),
b = Breite der Berührfläche (cm),
$r = \varrho$ = Krümmungsradius (des Nockens) (cm),
$a = \frac{1}{E}$ mittlere Dehnungszahl von Kreiszylinder und ebene Platte (Stößel),
$a = {}^1/_2\,(a_1 + a_2) \quad \left[\frac{1}{\text{kg/cm}^2}\right]$,
für Widia ist $E \approx 55\,000$ kg/mm²,
für Einsatzstahl ist
$E \approx 21\,000$ kg/mm²,

daraus wird

$$b = 4 \cdot \sqrt{0{,}58 \frac{P \cdot r}{l \cdot E}} \, ;$$



damit ergibt sich die Flächenpressung zwischen Nocken und Stößel zu

$$\sigma = \frac{P}{l \cdot b} \; [\text{kg/mm}^2] \, ,$$

d. h. die Breite der Berührungsfläche und damit die Flächenpressung ist nur von der Gesamtkraft P_{ges} abhängig.

Aus der folgenden Zahlentafel 6 sind für konstantes Ventilspiel $s_0 = 0{,}3$ mm die Flächenpressungen für Stößel aus Einsatzstahl und Stößel mit Widia-Auflage beim Abheben des Ventils zu entnehmen.

Für Einsatzstahl und Aggerstahl ist $E_1 = E_2 = 21\,000$ kg/mm².

Die Flächenpressung zwischen Nocken und Stößel bei maximalem Ventilhub ist nur abhängig vom Spitzenradius des Nockens und von der Ventilfederkraft $P_{F\,max}$. Sie ist für $h_{max} = 11$ mm $P_{F\,max} = 35$ kg. Die Ventilfederkraft $P_{F\,max}$ wirkt sich nur bei langsam laufendem Motor aus; da bei Höchstdrehzahl die Massenwirkung von Ventil, Ventilfedern, Stößel usw., diese Ventilfederkraft gerade aufhebt, so daß praktisch keine Druckbeanspruchung an der Nockenspitze auftritt.

Die Zahlentafel 6 wie das Kurvenblatt Abb. 14 zeigen, daß die Flächenpressung beim Abheben des Ventils mit steigender Ventilbeschleunigung fast gleichförmig abnimmt; während die Flächenpressung an der Nockenspitze, herrührend von der maximalen Federkraft, mit steigender Beschleunigung, d. h. mit größer werdendem Spitzenradius, zwar auch abnimmt, aber bald sich einer Geraden annähert. Die Beanspruchung bei Verwendung von Widia-Stößel liegt infolge des höheren Elastizitätsmoduls um 34,5 % höher. Trotzdem hat sich auch hierbei keinerlei Abnutzung feststellen lassen.

Es ist daraus zu ersehen, daß im Hinblick auf die Flächenpressung beim Öffnen des Ventils, der Beschleunigung keine Grenze gesetzt ist.

J e g r ö ß e r d i e B e s c h l e u n i g u n g b e i g e g e b e n e r D r e h z a h l a n d e r N o c k e n f l a n k e, d. h. b e i m Ö f f n e n d e s V e n t i l s, d e s t o g e r i n g e r w i r d d i e F l ä c h e n p r e s s u n g z w i s c h e n N o c k e n u n d S t ö ß e l u n d d e s t o k l e i n e r d i e W e r k s t o f f b e a n s p r u c h u n g.

Die bisherigen Ergebnisse wurden unter Zugrundelegung der tatsächlich gemessenen Elastizität an dem Einliter-Versuchsmotor ermittelt. Nimmt man an, daß die Elastizität der Steuerung um die Hälfte kleiner wird, sei es, daß der Königswellenantrieb steifer ausgeführt wird, oder daß die Elastizität des Stößels vollkommen in Wegfall kommt, d. h. wenn der Nocken unmittelbar das Ventil betätigt, so zeigt eine kurze Nachrechnung, daß die Stoßkraft tatsächlich zunimmt. Diese Zunahme der Stoßkraft hängt wieder ab von der Nockenform. sie beträgt bei dem Nocken mit der geringsten Anfangsbeschleunigung etwa 30 % und steigt bis aus etwa 40 % an bei Nockenform XV.

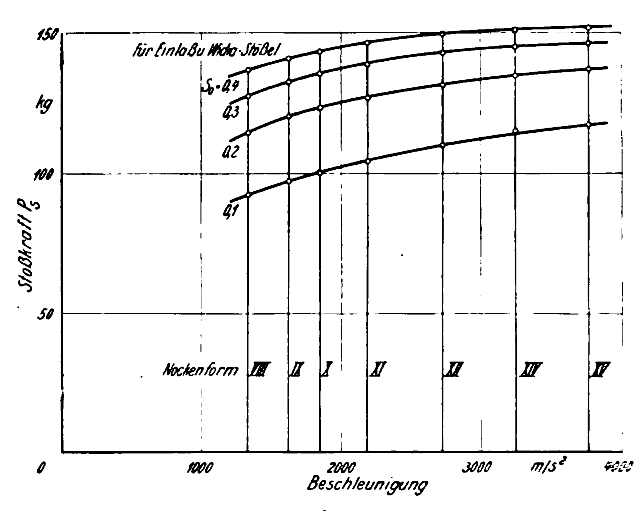


Abb. 12. Stoßkraft P_s abhängig von der Nockenform bei n_{kW} = 3400 U/min und einem Ventilspiel s_0 = 0,1 ; 0,2 ; 0,3 ; 04

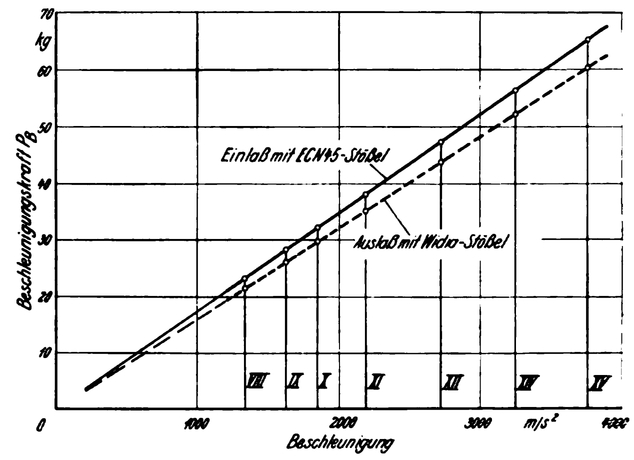


Abb. 13. Beschleunigungskraft P_B abhängig von der Nockenform bei n_{kW} = 3400 U/min für Ein- und Auslaßseite

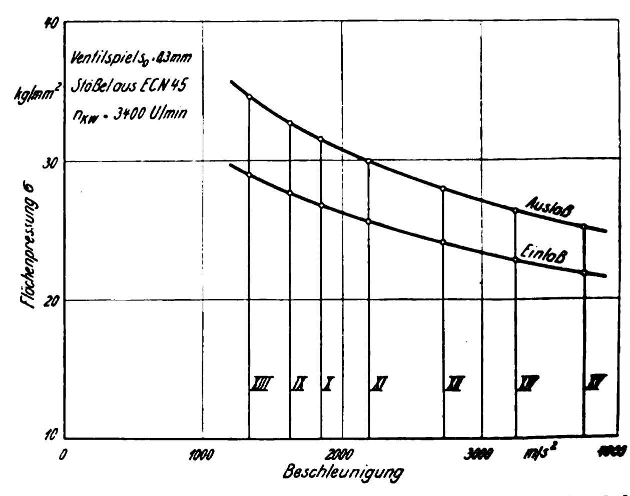


Abb. 14. Flächenpressung zwischen Nocken und Ventilstößel beim Abheben des Ventils

Zahlentafel 6.

Nockenform	VIII	IX	X	XI	XII	XIV	XV
Flächenpressung σ zwischen Nocken und Stößel beim Abheben des Ventils							
Stößel aus ECN 45 — Einlaß $m_{1E} = 0{,}01599 \frac{kg\ sec^2}{m}$							
für ein Ventil							
Stoßkraft P_S = kg bei $s_0 = 0{,}3$ mm	125	130	133	136	140	142	144
P_B = kg bei $n_{kW} = 3400$ U/min	21,4	26,0	29,6	35,0	43,6	52,0	60,2
Federkraft P_F = kg beim Öffnen	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5
P_{ges} = kg	164,9	174,5	181,1	189,5	202,1	212,5	222,7
$b = 4\sqrt{0{,}58\,\frac{P \cdot r}{l \cdot E}}$; [mm]	0,709	0,787	0,846	0,926	1,05	1,166	1,275
Flächenpressung beim Abheben des Ventils							
$\sigma = \frac{P_{ges}}{l \cdot b}$; [kg/mm²]	29,0	27,7	26,8	25,6	24,05	22,8	21,8
Stößel aus ECN 45 — Auslaß $m_{1A} = 0{,}0166 \frac{kg\ sec^2}{m}$							
für ein Ventil							
Stoßkraft P_S = kg bei $s_0 = 0{,}3$ mm	127,0	132,0	136,0	138,5	142,5	145,0	146,3
P_B = kg bei $n_{kW} = 3400$ U/min	22,2	26,9	30,8	36,4	45,3	54,0	62,5
P_F = kg	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5
P_G = kg	66,2	66,2	66,2	66,2	66,2	66,2	66,2
P_{ges} = kg	233,9	243,6	251,5	259,6	272,5	283,7	293,5
b [mm]	0,845	0,93	0,997	1,085	1,221	1,346	1,462
σ [kg/mm²]	34,6	32,7	31,5	29,9	27,9	26,3	25,1
Stößel mit Widia-Auflage $E = \frac{E_1 + E_2}{2} = \frac{55\,000 + 22\,000}{2} = 38\,000$ kg/mm² $m_{1E}' = 0{,}01668 \frac{kg\ sec^2}{m}$							
Stoßkraft P_S = kg bei 0,3 mm	127,5	132,5	136,2	138,7	143,0	145,2	146,5
P_B = kg bei $n_{kW} = 3400$ U/min	22,3	27,1	30,9	36,5	45,5	54,3	62,8
P_F = kg beim Öffnen	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5
P_{ges} = kg	168,3	178,1	185,6	193,7	207,0	218,0	227,8
b [mm]	0,533	0,591	0,637	0,697	0,791	0,877	0,956
σ [kg/mm²]	39,5	37,65	36,45	34,7	32,8	31,1	29,7
Stößel mit Widia-Auflage — Auslaß $m_{1A}' = 0{,}0173 \frac{kg\ sec^2}{m}$							
Stoßkraft P_S = kg bei $s_0 = 0{,}3$ mm	129,5	135,0	138,5	141,0	145,0	147,5	149,0
P_B = kg bei $n_{kW} = 3400$ U/min	23,1	28,1	32,1	37,9	47,2	56,3	65,1
P_F = kg	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5
P_G = kg	66,2	66,2	66,2	66,2	66,2	66,2	66,2
P_{ges} = kg	237,3	247,8	255,3	263,6	276,9	288,5	298,8
b [mm]	0,633	0,697	0,746	0,814	0,914	1,009	1,097
σ [kg/mm²]	46,8	44,4	42,75	40,6	37,9	35,8	34,0
Flächenpressung σ' zwischen Nocken und Stößel bei maximalen Ventilhub h_{max} = 11 mm im unteren Drehzahlbereich							
Spitzenradius r_s = mm	6	7	7,5	8	8,5	8,8	9,0
b = mm	0,1077	0,1163	0,1205	0,1244	0,1282	0,1304	0,1319
Stößel aus ECN 45 σ' = kg/mm²	40,6	37,6	36,3	35,2	34,1	33,5	33,1
Stößel mit Widia-Auflage σ' = kg/mm²	54,6	50,5	48,8	47,3	45,9	45,0	44,5

Kräfte beim Schließen des Ventils

Beim Schließen des Ventils tritt nur eine geringe Flächenpressung zwischen Nocken und Stößel auf, die sich aus der Verzögerung des Ventils beim Schließen ergibt und keinerlei Einfluß auf die zulässige Drehzahl ausübt. Wesentlich ist die Stoßbeanspruchung des Ventilschaftes beim Schließen. Sie kommt folgendermaßen zustande: Das im Betriebszustand vorhandene Ventilspiel bewirkt, daß das Schließen des Ventils nicht entsprechend der Nockenform erfolgt, sondern das Ventil trifft auf den Ventilsitz mit einer Geschwindigkeit V_N auf, die dem Ventilspiel bzw. dem Nockenwinkel Θ_{F_0} entspricht. Die kinetische Energie ($^1/_2\, m'\, v_N^2$) von Ventilschaft, $^1/_2$ Außen-, $^1/_2$ Innenfeder, 2 Keile und 1 Ventilteller wird dabei in Formänderungsarbeit ($^1/_2\, P_S' \cdot \Delta l'$) umgesetzt, die von dem Ventil aufgenommen wird.

Es ist

$$^1/_2\, P_S' \cdot \Delta l' = {^1/_2}\, m' \cdot v_N^2 .$$

Aus der Formänderungsarbeit erhält man die Stoßkraft

$$P_S' = \frac{m' \cdot v_N^2}{\Delta l'} .$$

Am Ein- bzw. Auslaßventil ist in einem Zug-Dehnungsdiagramm (Abb. 6, s. Luftwissen Bd 8, N 5 S 161) die Abhängigkeit der Zugkraft P von der Dehnung $\Delta l'$ aufgenommen.

Die Zugbeanspruchung im Ventilschaft ergibt sich aus der statischen Beanspruchung durch die Federkraft bei geschlossenem Ventil und der überlagerten Beanspruchung durch die Stoßkraft.

$$\sigma_B = \frac{P_F + P_S'}{F_V}\ ;\ [\text{kg/cm}^2]\,.$$

F_V = Ventil-Schaftquerschnitt = 0,57 cm².

Zahlentafel 7.

Die Zugbeanspruchung im glatten Ventilschaft bei einem Ventilspiel s_0 = 0,3 mm und Nockenform XV beträgt demnach σ_B = 6,71 kg/mm². Im hinterdrehten Einspannquerschnitt des Ventils wird die Beanspruchung noch etwas größer, obwohl die bewegten Massen um den Anteil des Ventilschaftes kleiner werden. Für die bewegten Massen ist hierbei einzusetzen m = ½ äußere Feder, + ½ innere Feder + 1 Federteller + 2 Keile + 4,5 mm Ventilschaft $= \frac{1}{981}$ (18,3 gr + 8,4 + 14,2 + 3,5 + 2,0) $= \frac{46,4}{981} = 0,0473$ $\frac{\text{gr sec}^2}{\text{cm}}$; $m' \cdot V_N^2 = 1062$ cm gr; damit wird $P_S' = 275$ kg und

$$\sigma_B = \frac{P_F + P_S'}{F_{V\,min}} = \frac{18,5 + 275}{0,332} = \underline{885\ \text{kg/cm}^2}\,.$$

Zahlentafel 7.
Stoßkraft P_S' und auftretende Zugbeanspruchung im Ventilschaft beim Schließen der Ventile

	Nockenform						
	VIII	IX	X	XI	XII	XIV	XV
$m' = 0,0819\ \frac{\text{gr sec}^2}{\text{cm}}$							
$m' \cdot V_N^2$ = cm gr für s_0 = 0,1 mm	225	266	303	357	445	533	615
= 0,2 mm	437	529	607	714	885	1065	1235
= 0,3 mm	653	793	909	1073	1335	1594	1843
= 0,4 mm	872	1050	1209	1424	1782	2125	2460
Stoßkraft P_S' = kg							
s_0 = 0,1 mm	126	137	147	159	178	195	209
= 0,2 mm	177	194	208	225	251	275	297
= 0,3 mm	215	237	255	276	308	337	362
= 0,4 mm	250	274	293	318	356	388	418
P_F = kg	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5	18,5
$\sigma_B = \frac{P_F + P_S'}{F_V}$ = kg/cm²; s_0 = 0,1 mm	255	272	292	313	346	376	401
= 0,2 mm	344	374	399	429	475	517	556
= 0,3 mm	411	450	482	519	575	626	671
= 0,4 mm	473	516	549	593	660	717	770

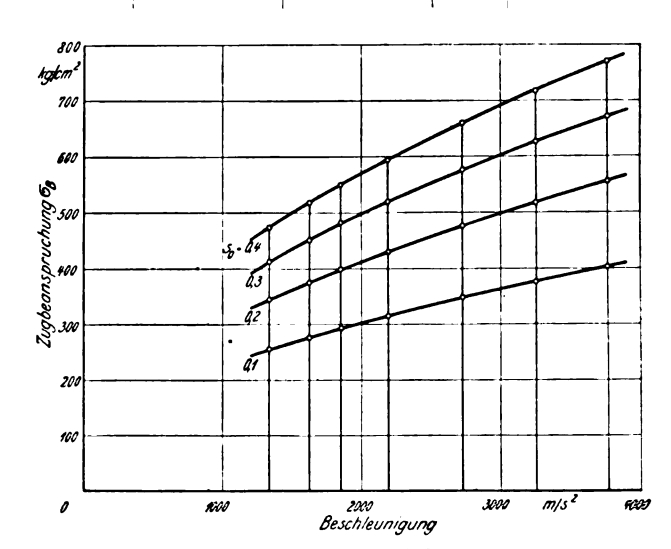


Abb. 15. Zugbeanspruchung im Einlaß-Ventilschaft abhängig von der Nockenform für verschiedenes Ventilspiel s_0

Durch entsprechende Wahl der Abmessungen von Schaft- und Einspannquerschnitt kann eine über das ganze Ventil gleichmäßige Zugbeanspruchung erreicht werden.

Der Kurvenverlauf der Zugbeanspruchung im Ventilschaft (Abb. 15), abhängig von der Nockenform und für veränderliches Ventilspiel, zeigt ein stetiges Ansteigen. Es ist daraus zu ersehen, daß eine Drehzahlbegrenzung nur durch diese anwachsende Zugbeanspruchung im Ventilschaft gegeben ist. Die zulässigen Werte wurden bei den durchgeführten Versuchen mit 0,4 mm Ventilspiel und Nockenform XV entsprechend einer maximalen Beschleunigung von 3765 m/sec² noch nicht erreicht; d. h. nach den bisherigen Ergebnissen kann bei Keilverbindung und Abrundungsradius von 0,5 mm die zulässige Zugbeanspruchung σ_B = 800 kg/cm² betragen.

Die zulässige Dauerfestigkeit für Ventilstahl WF 100 bei unschwellender Belastung und Raumtemperatur liegt um 30 kg/mm²; bei einer Temperatur von 500° C sinkt sie auf etwa 20 kg/mm² ab. Da im Einspannquerschnitt des Ventils Kerbwirkung auftritt, müssen wir mit der zulässigen Kerbdauerfestigkeit rechnen; diese Werte liegen noch um 50 % tiefer; d. h. im ungünstigsten Fall kann man noch mit einer Festigkeit von 10 kg/mm² für Auslaß und 15 kg/mm² für Einlaß rechnen.

Diese zulässigen Werte werden aber bei einer Ventilbeschleunigung von 3700 m/sec² und 0,4 mm Ventilspiel noch nicht erreicht.

Ein anderer wesentlicher Faktor für die Drehzahlbegrenzung bleibt nach wie vor die Flattergefahr der Ventilfedern, auf die hier nicht näher eingegangen werden kann.

Durchführung der Versuche

Die Untersuchung wurde so durchgeführt, daß als Auslaßnocken eine Form I mit geringer Anfangsbeschleunigung und 8.6 mm Ventilhub gewählt wurde (Abb. 16). Als Einlaßnocken wurden die Nocken VIII bis XV mit den ermittelten günstigsten Steuerzeiten eingebaut und jeweils fünf Stunden unter

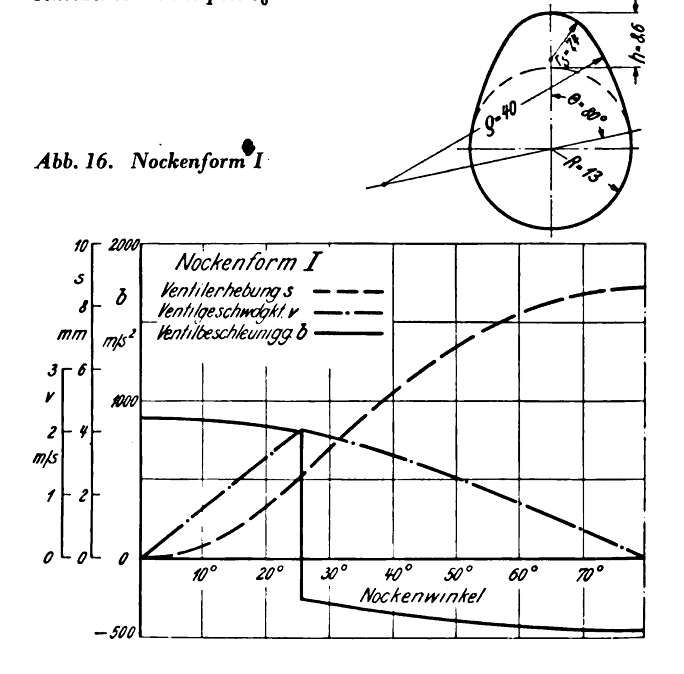


Abb. 16. Nockenform I

Vollast bei einer Drehzahl $n_{kW} = 3400$ U/min gefahren; dabei wurden Leistung, Kraftstoff- und Luftverbrauch gemessen. Gleichzeitig wurden mit dem DVL-Glimmlampen-Indikator Niederdruckdiagramme aufgenommen, um Aufschluß über den Einfluß der Nockenform auf den Gaswechselvorgang zu erhalten. Nachdem selbst bei Nockenform XV entsprechend einer Anfangsbeschleunigung von 3765 m/sec² ein einwandfreier Lauf von Nocken und Stößel mit kaum sichtbarer Abnutzung gegeben war, wurde auf Auslaßseite der gleiche Nocken eingebaut. Es wurden damit dieselben Versuche noch einmal gefahren, jeweils fünf Stunden bei $n_{kW} = 3400$ U/min mit gleichem Ein- und Auslaßnocken.

Als Material für die Nockenwelle wurde ein in Öl gehärteter Aggerstahl der Fa. Dörrenberg verwendet; für die Stößel Einsatzstahl ECN 45 bzw. gewöhnlicher Stahl mit aufgelöteten Widiaplättchen als Lauffläche (Abb. 17).

Da die Zugbeanspruchung im Ventilschaft im starken Maße vom Ventilspiel abhängig ist, sie beträgt z. B. bei 0,1 mm Spiel 4,0 kg/mm² und steigt bei 0,4 mm auf 7,7 kg/mm² an, so genügt die Anwendung eines automatischen Ventilspiel-Ausgleiches, um mit ungewöhnlich hohen Beschleunigungen fahren zu können, ohne die zulässige Zugbeanspruchung im Schaft zu überschreiten.

Parallel zu diesen Festigkeitsuntersuchungen wurden bei den verschiedenen Nockenformen Niederdruckdiagramme aufgenommen und Luftverbrauchsmessungen durchgeführt. Es sollte praktisch nachgewiesen werden, ob diese extrem hohen Beschleunigungen tatsächlich den Liefergrad und damit den Leistungsverlauf eines Motors günstig beeinflussen.

Die Ergebnisse der ersten Versuchsreihe mit gleichbleibenden Auslaßnocken Form I und veränderlichen Einlaßnocken Formen VIII bis XV zeigten keine Verbesserung des Liefergrades abhängig von der Beschleunigung.

Den Verlauf des Liefergrades aufgetragen für die Nockenformen VIII bis XV zeigt Abb. 18. Es ergibt sich daraus eine gleichmäßige Abnahme des Liefergrades λ_L von 97,8 % bei Nockenform IX auf 92,8 % bei Nockenform XV; d. h. bei Verwendung eines schlechten Auslaßnockens ist es zwecklos, Einlaßnocken mit hoher Beschleunigung, d. h. mit großem Öffnungsquerschnitt zu verwenden; da durch die schlechten Ausströmverhältnisse eine größere Restgasmenge im Zylinder verbleibt, die den Liefergrad verschlechtert. Bei Verwendung der gleichen Ein- und Auslaßnocken ist bei hoher Ventilbeschleunigung im Bereich der Volleistungsdrehzahl eine geringe Verbesserung des Liefergrades festzustellen.

Der Verlauf des Liefergrades ist aus Abb. 19 ersichtlich; er nimmt zwischen 1500 und 2000 m/sec² Anfangsbeschleunigung zunächst zu und nähert sich einem Bestwert von etwa 99 %. Ein Vergleich der aufgenommenen Niederdruckdiagramme bei schlechter Auslaßnockenform I und Einlaßnockenform XV mit Einlaß-Auslaßnockenform XV zeigte deutlich den Einfluß des Auslaßnockens auf das Ausströmen der Auspuffgase. Im ersten Fall erfolgt im Bereich des U. T. ein starker Druckabfall bis unter die Atmosphärenlinie, dann entsprechend der anwachsenden Kolbengeschwindigkeit ein nochmaliger Druckanstieg infolge der kleinen Öffnungsquerschnitte. Bei gleicher Ein- und Auslaßnockenform zeigt das Niederdruckdiagramm ein gleichmäßiges schnelles Absinken des Verbrennungsdruckes bis zur Atmosphärenlinie und somit ein ungehindertes Ausströmen der Verbrennungsgase.

Bei den Untersuchungen wurde immer die der maximalen Leistung entsprechende Drehzahl, die sog. Höchstleistungsdrehzahl zugrunde gelegt, die bei dem vorliegenden Versuchszylinder um 3400 U/min lag. Durch entsprechende Vergrößerung der Ventile sowie durch Polieren der Ansaugkanäle ließ sich vielleicht eine weitere Leistungssteigerung durch Drehzahlerhöhung erreichen. An Hand einer kurzen Rechnung wird die Zunahme der Beanspruchung beim Öffnen wie beim Schließen der Auslaßventile durch Erhöhung der Drehzahl von 3400 auf 3800 U/min für Nockenform XV mit ECN-45-Stößeln und einem Ventilspiel $s_0 = 0,3$ mm gezeigt.

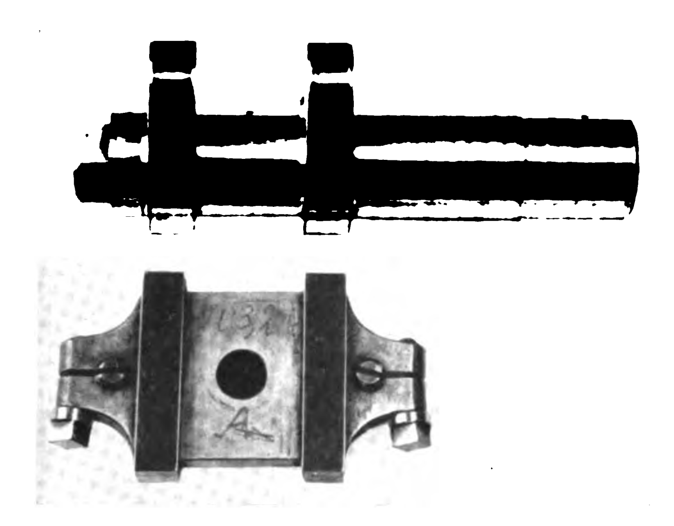


Abb. 17. Ventilstößel mit Widia-Lauffläche nach 50 h Betriebszeit

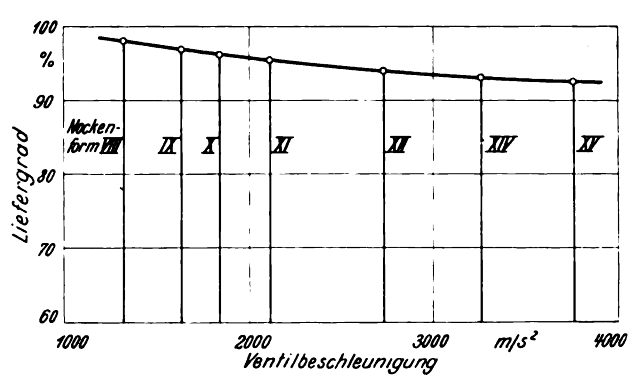


Abb. 18. Liefergrad abhängig von der Einlaß-Nockenform

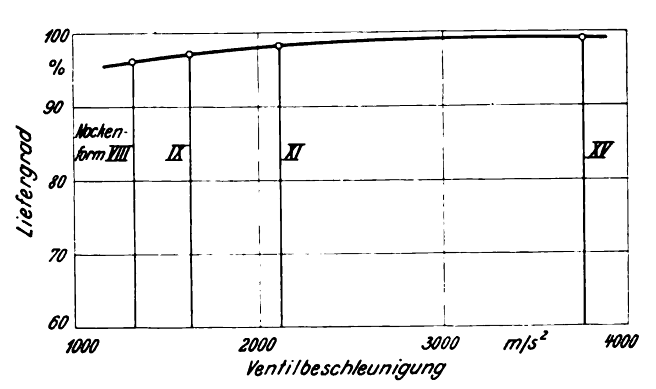


Abb. 19. Liefergrad abhängig von der Nockenform: gleiche Ein- und Auslaßnocken

Die für die Beanspruchung beim Öffnen der Ventile auftretenden Kräfte sind:

1. die Stoßkraft P_S,
2. die Beschleunigungskraft P_B,
3. die Ventilfederkraft P_F,
4. die Gaskraft P_G.

Die beiden letzten Kräfte P_F und P_G bleiben bei einer Drehzahlsteigerung konstant. Die Beschleunigungskraft P_B nimmt entsprechend der höheren Anfangsbeschleunigung für $n = 3800$ U/min $b_{max} = 4700$ m/sec² um etwa 25 % zu.

$$P_{B_{n=3800}} = m_{1A} \cdot b_{max} = 0,166 \cdot 4700 = 78 \text{ kg} .$$

Die Stoßkraft P_S wächst entsprechend der größeren Auftreffgeschwindigkeit V_N von 146,3 kg auf $P_S = 160$ kg an.

Somit ergibt sich eine Zunahme der Gesamtkraft P_{ges} von 293,5 kg auf $P_{ges} = 322{,}7$ kg für $n = 3800$ U/min und damit eine Zunahme der Beanspruchung beim Abheben des Auslaßventils um 10 %. D. h. eine Drehzahlsteigerung von ∿ 12 % hat auch nahezu die gleiche Steigerung der Beanspruchung zur Folge.

Die Zugbeanspruchung im Ventilschaft beim Schließen ändert sich nur mit der Auftreffgeschwindigkeit des Ventils auf den Ventilsitz. Die Auftreffgeschwindigkeit V_N für Nockenform XV bei einem Ventilspiel $s_0 = 0{,}3$ mm wird bei $n = 3800$ U/min $V_N = 1{,}675$ m/sec.

Damit ergibt sich die Stoßkraft beim Schließen zu $P'_S = 410$ kg gegenüber $P'_S = 362$ kg für 3400 U/min. D. h. eine Drehzahlsteigerung um 12 % bedingt eine Zunahme der Beanspruchung im Ventilschaft von 13 %, es besteht somit keine Gefahr, daß bei Drehzahlsteigerung eine unzulässige Zunahme der Beanspruchung auftritt.

Zusammenfassung

Die bei einer Ventilsteuerung mit harmonischen Nocken auftretende tatsächliche Beanspruchung beim Abheben der Ventile wird bei gleicher Drehzahl mit zunehmender Beschleunigung geringer.

Die mit den verschiedenen Nockenformen durchgeführten Untersuchungen haben gezeigt, daß der zulässigen Beschleunigung beim Abheben der Ventile keine Grenze gesetzt ist. Da mit steigender Beschleunigung, d. h. bei größer werdendem Krümmungsradius ϱ die Elastizität des Steuerungsantriebes größer und somit die Stoßkraft kleiner wird. Gleichzeitig ergibt ein größerer Krümmungsradius nach der Hertz'schen Gleichung eine größere Berührfläche zwischen Nocken und Stößel und damit eine geringere Flächenpressung. Lediglich beim Schließen der Ventile kann bei symmetrischen Nocken mit hoher Beschleunigung und unzulässig großem Ventilspiel die zulässige Zugbeanspruchung im Ventilschaft überschritten werden. Bei bekanntem Ventilspiel im Betriebszustand lassen sich die auftretenden Zugbeanspruchungen im Ventilschaft einfach ermitteln.

Der Einfluß der Anfangsbeschleunigung auf den Liefergrad eines Motors zeigt, daß eine geringe Leistungssteigerung, herrührend vom besseren Liefergrad, unter Umständen erreichbar ist; es kann aber auch der Fall eintreten, daß diese Mehrleistung von der Ventilsteuerung infolge der hohen Anfangsbeschleunigung aufgebraucht wird, d. h. daß die Leistungsaufnahme der Steuerung bei höherer Beschleunigung größer ist als die durch den besseren Liefergrad erreichbare Mehrleistung.

Die Volleistungen für verschiedene Nockenformen (Abb. 20 u. 21) ergaben, daß es nicht immer vorteilhaft ist, mit sehr hoher Anfangsbeschleunigung zu fahren, um damit einen größeren Öffnungsquerschnitt zu erhalten. Beide Abb. zeigen eine Abnahme der Volleistung bei hoher Anfangsbeschleunigung, obwohl bei gleichen Ein- und Auslaßnocken eine Liefergradverbesserung erreicht wurde.

Für den Entwurf von Ventilsteuerungen für Reihen- oder Sternmotoren ist also die Hauptforderung, die Elastizität der Steuerungsteile einschließlich Antrieb durch die Königswelle, genügend weich zu machen. Unter dieser Voraussetzung besteht keinerlei Gefahr, daß die zulässige Beanspruchung überschritten wird. Bei Reihenflugmotoren liegt die größte Elastizität im Antrieb der Königswelle sowie in der Nockenwelle. Durch die Elastizität der Nockenwelle wird allerdings bewirkt, daß die Beanspruchung zwischen Nocken und Stößel der einzelnen Zylinder, entsprechend der verschiedenen Länge der Nockenwelle, verschieden ist. D. h. der erste Zylinder an Nockenwellenantrieb hat nur ein kurzes Stück Nockenwelle als elastisches Glied und damit die größte Beanspruchung. Der letzte Zylinder hat die ganze elastische Länge der Nockenwelle zur Verfügung und wird dadurch

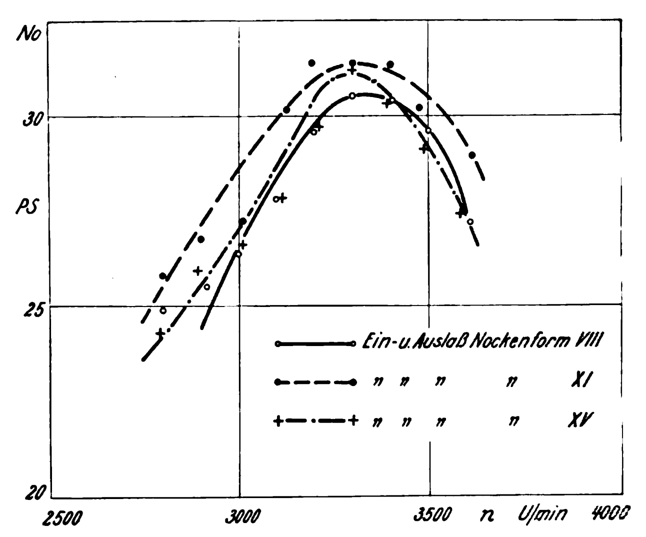


Abb. 20. Volleistung bei gleichen Nockenformen

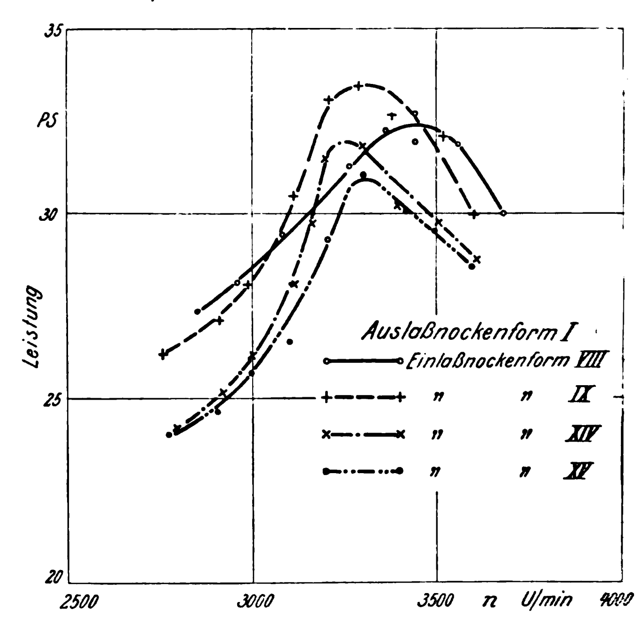


Abb. 21. Volleistung für verschiedene Nockenformen

eine besondere weiche Federcharakteristik aufweisen, die wiederum eine kleine Stoßkraft bedingt.

Bei den üblichen Sternmotoren mit Stoßstangenantrieb kommt die Elastizität der Königs- und Nockenwelle in Fortfall, an ihre Stelle tritt die Elastizität der langen Stoßstangen und Schwinghebel, womit auch hier ein zu starkes Anwachsen der Stoßkraft vermieden werden kann.

Bei all diesen Überlegungen wurde die Drehzahlbegrenzung nur durch die mechanische Beanspruchung der Steuerungsteile behandelt; eine Begrenzung durch die Flattergefahr der Ventilfedern sowie durch die zulässigen Geschwindigkeiten im Einlaß- bzw. Auslaßkanal und damit durch die mittlere Kolbengeschwindigkeit wurde dabei nicht berücksichtigt.

Schrifttum

H. R. Ricardo: „Schnellaufende Verbrennungsmotoren." Verlag von Julius Springer, Berlin 1932.

Katz: „Neuzeitliche Flugmotoren." Verlag R. C. Schmidt & Co., Berlin W 62, 1928.

J. Jennings: "The Harmonic Cam with Flat-footed Follower." Machinery Bd 54, N 1390, S 269.

Die Baumuster des Einspritz-Hochleistungsmotors Bramo Fafnir 323

Nachfolgend setzen wir die Veröffentlichung deutscher luftgekühlter Hochleistungs-Einsternmotoren mit einer Beschreibung der neuesten Baumuster der BMW Flugmotorenwerke Brandenburg fort[1]). Die Schriftleitung

Die BMW Flugmotorenwerke Brandenburg, die aus den Brandenburgischen Motorenwerken, einer Tochtergesellschaft der Siemens & Halske A. G., hervorgegangen sind, beschäftigen sich von Anbeginn ausschließlich mit dem Bau luftgekühlter Sternmotoren. Schon im Weltkrieg schufen sie den 9 Zyl.-Umlaufmotor Sh 1 und den 11 Zyl.-Sh 3, Sonderkonstruktionen, bei denen Zylinder und Kurbelwelle zueinander entgegengesetzt umliefen und denen das damals schnellste und am besten steigende Jagdflugzeug seine Leistungen verdankte[2]). In der Nachkriegszeit trugen sie die Entwicklung von Sport- und Schulmotoren in Sternbauart voran; das Endglied dieser Entwicklung ist der vielbewährte 7 Zyl. Sh 14 A 4.

Bei Neuschöpfung der deutschen Luftwaffe nahmen sie auch den Bau von Sternmotoren höherer Leistung auf. U. a. entstand hierbei für Luftverkehr und Luftwaffe der bekannte 9 Zyl.-Sternmotor Sh 22 bzw. SAM 322 von 750 PS Abflugleistung[3]), aus dem wieder durch weitere Vervollkommnung, insbesondere des Zylinderkopfs mit schrägliegenden Ventilen und vermehrten Kühlrippen, der Bramo Fafnir 323 hervorging. Während das Grundmuster des letzteren noch mit Vergasern ausgerüstet war[4]), besitzt die daraus für die Luftwaffe entwickelte Musterreihe Bramo Fafnir 323 A bis D und P selbsttätige Kraftstoffeinspritzung. Von diesen Motormustern, mit denen eine Reihe deutscher Kriegsflugzeuge — darunter auch das viermotorige Fernkampfflugzeug FW 200 Condor — ausgerüstet sind, soll eine kurze Beschreibung bisher noch nicht veröffentlichter Einzelteile gebracht werden.

[1]) *Vgl. Drei neue Flugmotoren aus der Musterreihe BMW 132, Luftwissen Bd 8 (1941), N 2, S 57.*

[2]) *G. P. Neumann, Die Luftstreitkräfte im Weltkrieg, S 98, 110, 158, und Flugsport (1919), N 3, S 64.*

[3]) *K. Krieger, Die deutschen Flugmotoren, SAM 322, Luftfahrtlehrbücherei Bd 19.*

[4]) *H. Katz, Der Flugmotor, Teil I, S 246, Luftfahrtlehrbücherei Bd 7.*

Leistungen und Betriebskennwerte

Die zu beschreibenden fünf Muster des Bramo Fafnir besitzen als luftgekühlte 9 Zyl.-Sternmotoren grundsätzlich gleichen Aufbau und arbeiten im Viertaktverfahren mit unmittelbarer Kraftstoffeinspritzung.

Die Muster 323 A bis D haben einstufige Lader mit Einganggetriebe und unterscheiden sich nur durch verschiedene Luftschraubenuntersetzungsverhältnisse und verschiedene Laderübersetzungsverhältnisse. Die Muster 323 A und B mit größerer Laderübersetzung sind Höhenmotoren, die Muster 323 C und D dagegen Bodenmotoren. Die entsprechenden Leistungswerte sind in Tafel 1 zusammengestellt.

Zahlentafel 1. Leistungskennwerte des Bramo Fafnir 323 A bis D

Motor-muster	Luftschr.-Unter-setzung	Lader-unter-setzung	Abflug-leistung	Steigleistung	
			PS	PS	in m Höhe
323 A	1,61 : 1	1 : 11,4	900	730	4200
323 B	1,41 : 1	1 : 11,4	900	730	4200
323 C	1,41 : 1	1 : 9,52	1000	740	2500
323 D	1,61 : 1	1 : 9,52	1000	740	2500

Den gesamten Leistungsverlauf und den Kraftstoffverbrauch der vier Muster zeigen die Kurven der Abb. 1 in Abhängigkeit von der Flughöhe. Deutlich erkennt man hier den Nachteil der unveränderlichen Laderübersetzung. Da für die Höhenmotoren 323 A und B die günstigste Laderüber-

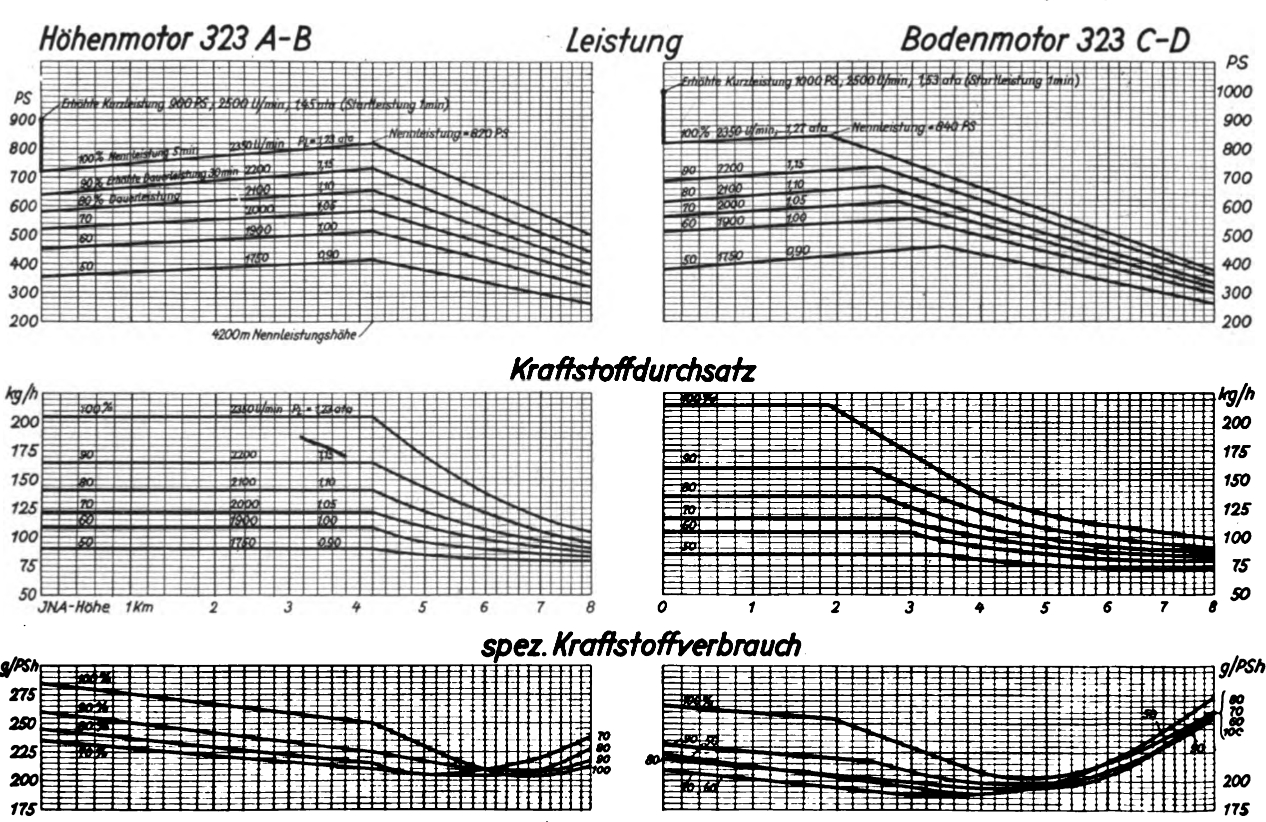


Abb. 1. Leistung und Kraftstoffverbrauch des Bramo Fafnir 323 A bis D

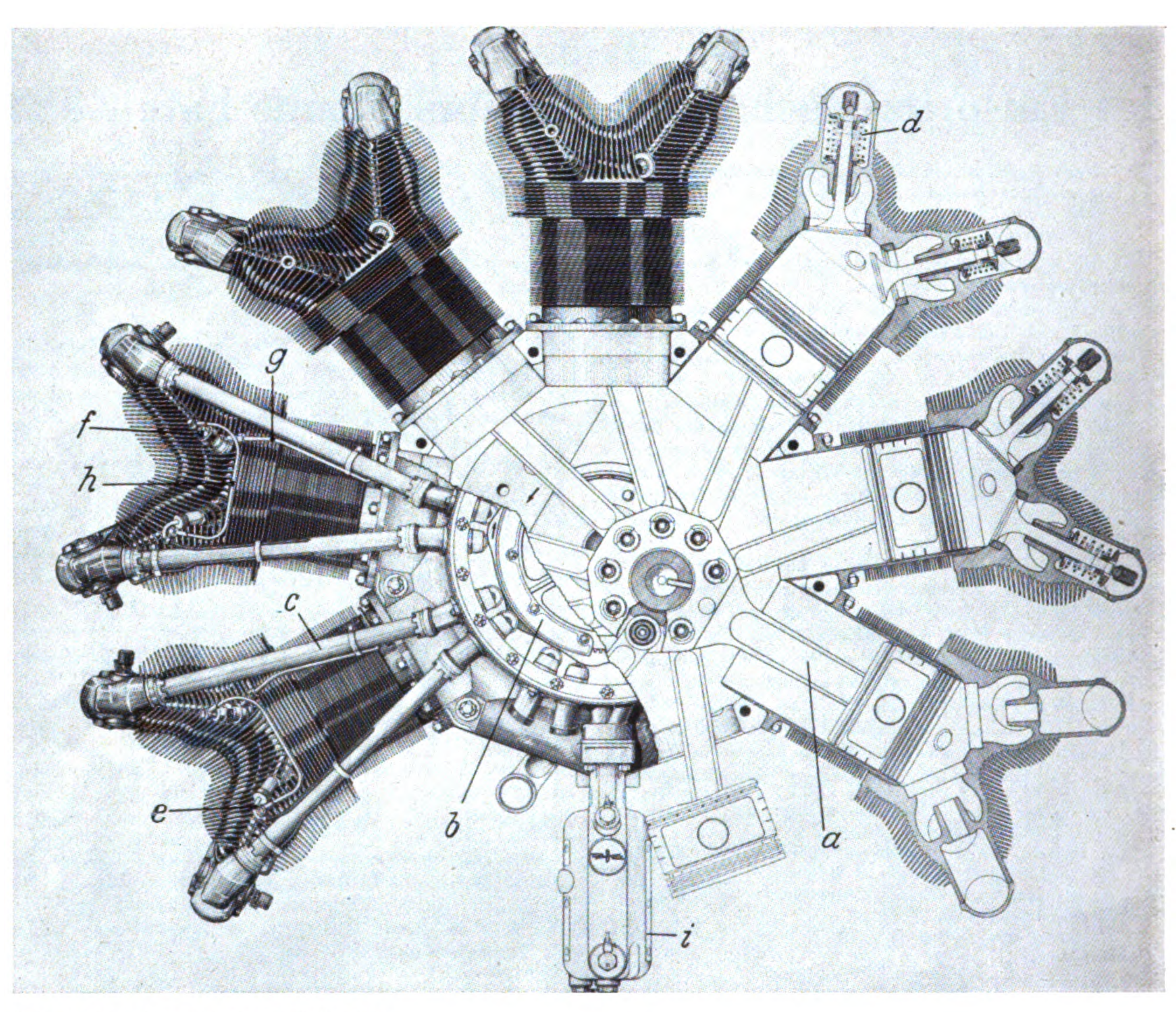


Abb. 2. Querschnitt des Bramo Fafnir 323

setzung für 4200 m Flughöhe gewählt ist, muß ihre überschüssige Laderleistung in kleineren Flughöhen durch Drosselung vernichtet werden, so daß ihre Abflugleistung und ihre Steigleistung in Bodennähe erheblich geringer als bei den Bodenmotoren 323 C und D sind.

Um diesen Nachteil zu umgehen, wurde das Muster 323 P mit einem Zweigang-Laderschaltgetriebe versehen, das im Fluge geschaltet werden kann und das in seinen beiden Gängen wahlweise die Übersetzungen eines Boden- und eines Höhenladers besitzt. Wie die in Tafel 2 zusammengestellten Leistungswerte des 323 P beweisen, ist es damit tatsächlich gelungen, die große Abflugleistung des Bodenmotors mit der guten Höhenleistung des Höhenmotors in einem einzigen Motor zu vereinigen.

Zahlentafel 2. Leistungskennwerte des Bramo Fafnir 323 P

Laderschaltgetriebe		Abflugleistung	Steigleistung	
Stellung	Übersetzung	PS	PS	in m Höhe
1. Gang	1 : 9,6	1000	750	2600
2. Gang	1 : 12,4	—	775	4250

Das Umschalten des Zweigangladers muß möglichst in der günstigsten „Umschalthöhe" erfolgen, in der die Motorleistung im ersten und zweiten Gang einander gleich ist. Dies ist besonders für das Umschalten im Steigflug zu beachten, da andernfalls ein sprunghafter Abfall der Steigleistung eintreten würde. Für den Fafnir 323 P ist die günstigste Umschalthöhe mit 2600 m ermittelt worden.

Gesamtaufbau und kennzeichnende Einzelheiten

Nachstehend wird an Hand von Abbildungen der Gesamtaufbau der Motormuster Bramo Fafnir 323 A bis D und P beschrieben und dabei auf Unterscheidungsmerkmale besonders hingewiesen.

In Abb. 2 ist der Motorquerschnitt des Bramo Fafnir dargestellt, der für alle fünf Muster gleich ist. Man sieht die ungeteilte Hauptpleuelstange a mit den acht angelenkten Nebenpleuelstangen, deren Anlenkbolzen in Bronzebüchsen gelagert und gegen Verdrehen gesichert sind. Die Nockentrommel b und die Kurbelwelle haben gegenläufigen Drehsinn. Auf den Nockenbahnen laufen die Stößel mit ihren Rollen ab und übertragen ihren Hub durch die von den Schutzrohren c verkleideten Stoßstangen über Kipphebel auf die um 70° zueinander geneigten Ventile. Zum Schließen der Ventile dienen Doppel-Schraubenfedern d.

Der auf die Stahllaufbüchse warm aufgeschraubte Leichtgußzylinderkopf hat engstehende, hohe Kühlrippen, die auf der Einlaßseite verhältnismäßig wenig vermindert sind. Gut zu erkennen sind auch noch die eingeschrumpften Ventilsitzringe, die vordere Zündkerze e und die Einspritzdüse f mit der Einspritzleitung g. Zum Abführen der geringen Leckmengen an der Düsennadel dient ferner eine zum Einlaßkanal geführte Leckleitung h. — An der tiefsten Stelle ist der Trockenölsumpf i angeordnet.

Der in Abb. 3 wiedergegebene Längsschnitt des Motormuster 323 A gilt auch, abgesehen von der Ausführung des Untersetzungsgetriebes, für die Muster B bis D. Auf ihm erkennt man vor allem die zweiteilige Kurbelwelle mit ihrer

Klemmverbindung und ihren angenieteten Gegengewichten. Auf den Kurbelzapfen ist als Lauffläche eine Stahlbüchse aufgepreßt, die mit Bleibronze überzogen ist. Die geschmiedeten Leichtmetallkolben haben schwimmend gelagerte Kolbenbolzen, die nur in der Längsbewegung durch Pilze k begrenzt sind. Bei l ist die hintere Zündkerze, vom Luftstrom noch gut erreichbar, angeordnet.

Am Kurbelgehäuse-Vorderteil ist das Getriebegehäuse angeflanscht, das ein Kegelradumlaufgetriebe umschließt. Durch das auf der Kurbelwelle sitzende Antriebsrad m werden in bekannter Weise drei auf einem Stern sitzende Satellitenräder n angetrieben, so daß sie sich auf dem am Gehäuse befestigten Sonnenrad o abwälzen und dabei die Luftschraubenwelle mit einer durch ihre Zapfenneigung bestimmten Drehzahl mitnehmen. Die Luftschraubenwelle, die sich hinten mit einem Spurzapfen in der ausgebüchsten Kurbelwelle führt, trägt vorn einen glockenförmigen Flansch mit Hirthverzahnung zur Übertragung der Drehkräfte auf die Luftschraube.

Der Weg der Ladeluft ist in Abb. 3 ebenfalls gut zu verfolgen. Die Luft tritt, vom Ansaugschacht kommend, am Luftstutzen p seitlich ein und strömt durch den langen Saugkanal, der die Drosselklappe q und eine Leerlaufluftregelung r enthält, genau axial in den Lader. In den Schaufeln s des Laderlaufrads wird sie dann umgelenkt und radial nach außen geschleudert, wobei sie eine Druck- und Geschwindigkeitssteigerung erfährt. Letztere wird dann teilweise durch nochmalige Umlenkung in den anschließenden Leitschaufeln t in weitere Drucksteigerung umgesetzt, so daß die Luft schließlich mit dem sog. „Laderenddruck" in den Ringraum u und weiter durch die Laderohre v zu den Einlaßventilen der einzelnen Zylinder gelangt. — Es ist ein besonderer Vorzug der unmittelbaren Kraftstoffeinspritzung, daß die gesamten Luftwege bis zum Eintritt in den Zylinder frei von Kraftstoff sind, wodurch vor allem die Brandsicherheit erhöht und die Gemischverteilung verbessert werden.

Der Antrieb der Hilfsgeräte geht von dem auf der Kurbelwelle federnd befestigten Antriebsrad w auf eine Hauptwelle x über, die das Lagergehäuse durchdringt und an ihrem Ende mit Kupplungsklauen für den Anlasser versehen ist. Die Welle x treibt dann über die im Gerätedeckel liegenden Zwischenräder die verschiedenen Geräte an. In Abb. 3 ist u. a. der Antrieb der mit dem Gemischregler y zusammengebauten Einspritzpumpe z zu erkennen. — Der Landerantrieb ist unmittelbar an das Antriebsrad w angeschlossen und zum Ausgleich der Stöße, die bei der großen Übersetzung durch gesteigerte Massenbeschleunigung hervorgerufen werden, mit besonderen Rutschkupplungen versehen.

Zweigang-Laderschaltgetriebe.

Wie schon erwähnt, besitzt das Motormuster 323 P als Besonderheit ein Zweigang-Ladergetriebe, das so gestaltet ist, daß es auch bei den höchsten Laderdrehzahlen von rd. 31 000 U/min leicht und sicher geschaltet werden kann. Aufbau und Wirkungsweise des Getriebes ist aus der schematischen Darstellung (Abb. 4) ersichtlich.

An dem federnden Antriebrad der Kurbelwelle ist ein Planetenträger a befestigt, der drei Planetenradpaare b besitzt. Die abgestuften Planetenradpaare stehen mit zwei innenverzahnten Bremstrommeln in ständigem Eingriff und außerdem durch ihre größere Stufe mit dem auf der Schaufelradwelle sitzenden Ritzel c. Durch wahlweises Festbremsen von Trommel 1 oder Trommel 2 erfolgt dann der Laderantrieb, wie dargestellt, entweder im 1. Gang mit Bodenladerübersetzung (1 : 9,6) oder im 2. Gang mit Höhenladerübersetzung (1 : 12,4).

Die Umschaltung wird, wie auf Abb. 4 rechts zu sehen, von Hand unter Zwischenschaltung eines Öldruckverstärkers vorgenommen. Durch ein Umschaltgestänge wird hierbei ein Steuerkolben d wahlweise so verschoben, daß abwechselnd einer der beiden Bremszylinder mit dem Druckölzulauf verbunden bzw. über den Ölabfluß entleert wird. Dementsprechend werden die Bremshebel e entweder vom Arbeitskolben vorwärts- oder von der vorgespannten Feder f zurückgedreht und so die Bremsbänder der beiden Trommeln abwechselnd angezogen bzw. gelöst.

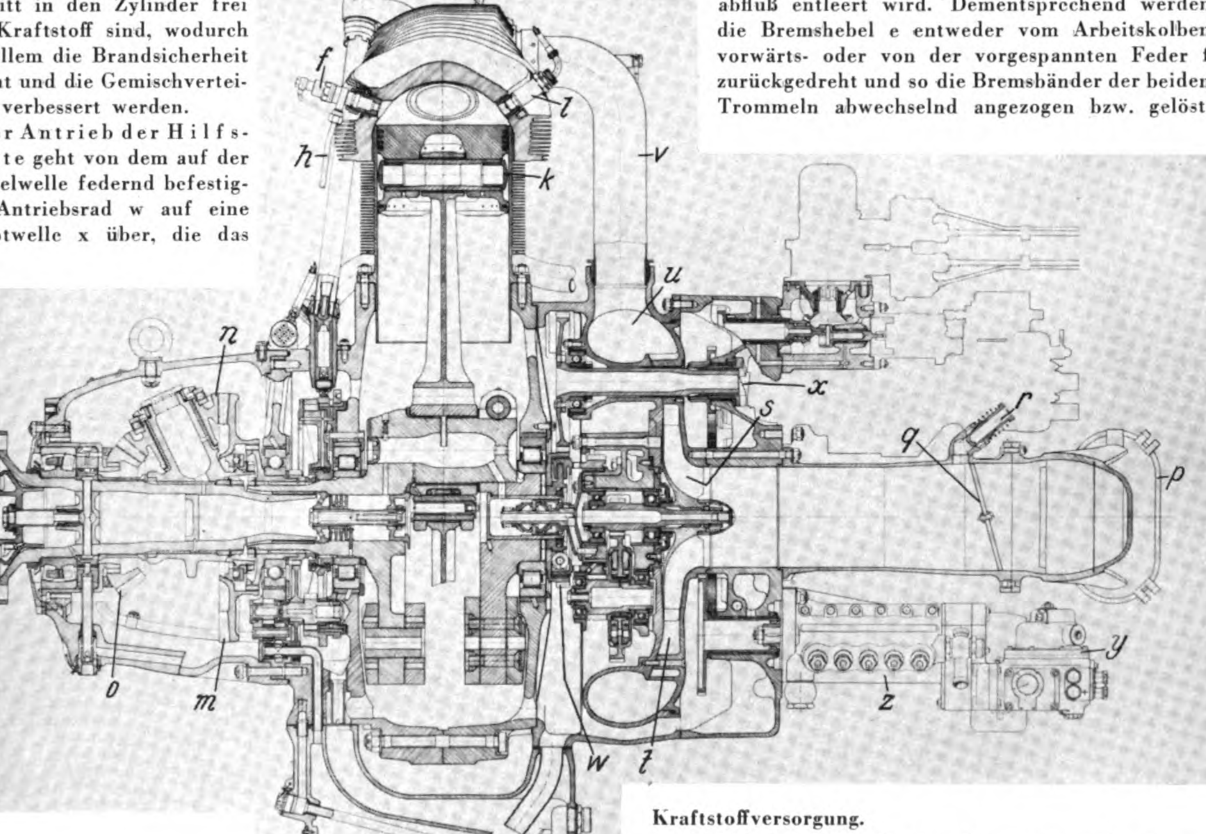


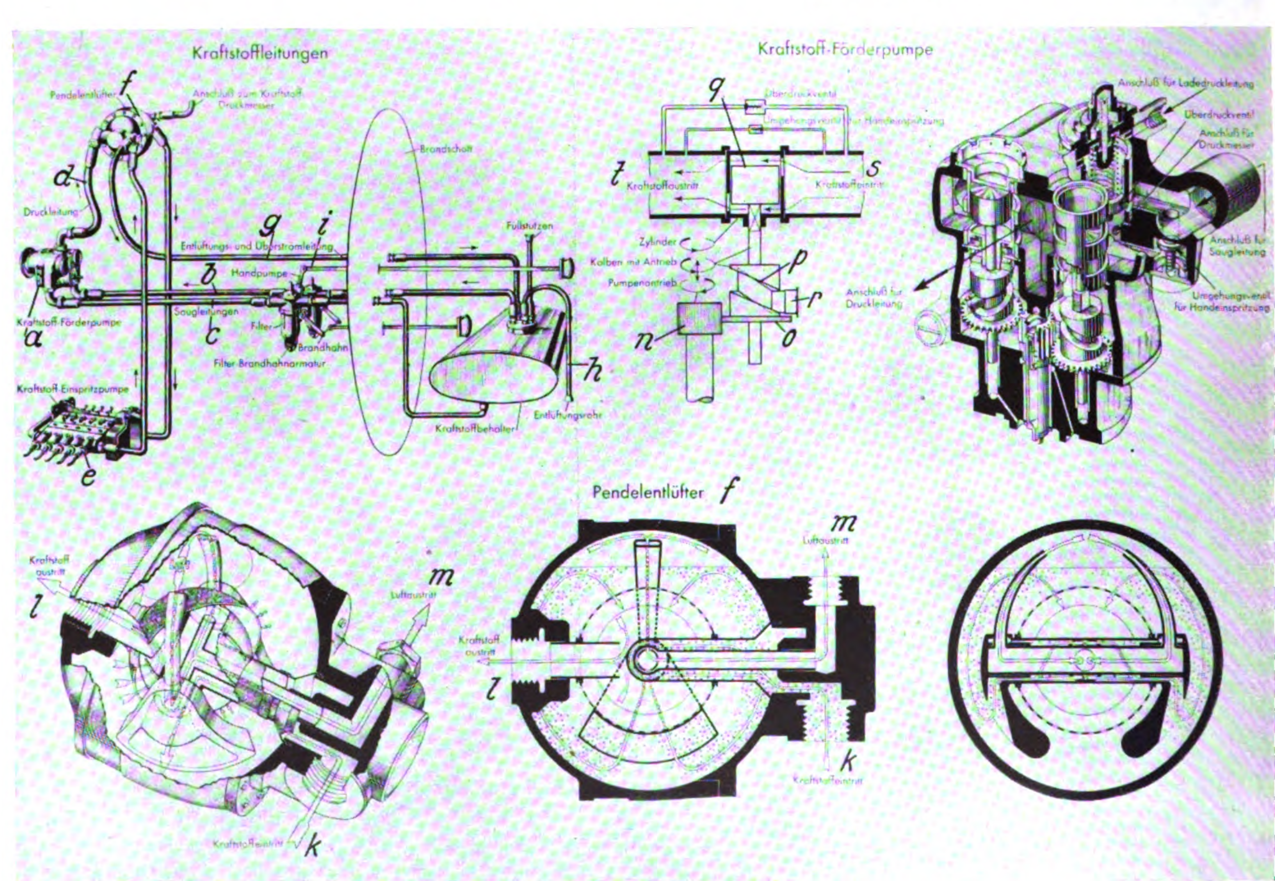
Abb. 3. Längsschnitt des Bramo Fafnir 323 A

Kraftstoffversorgung.

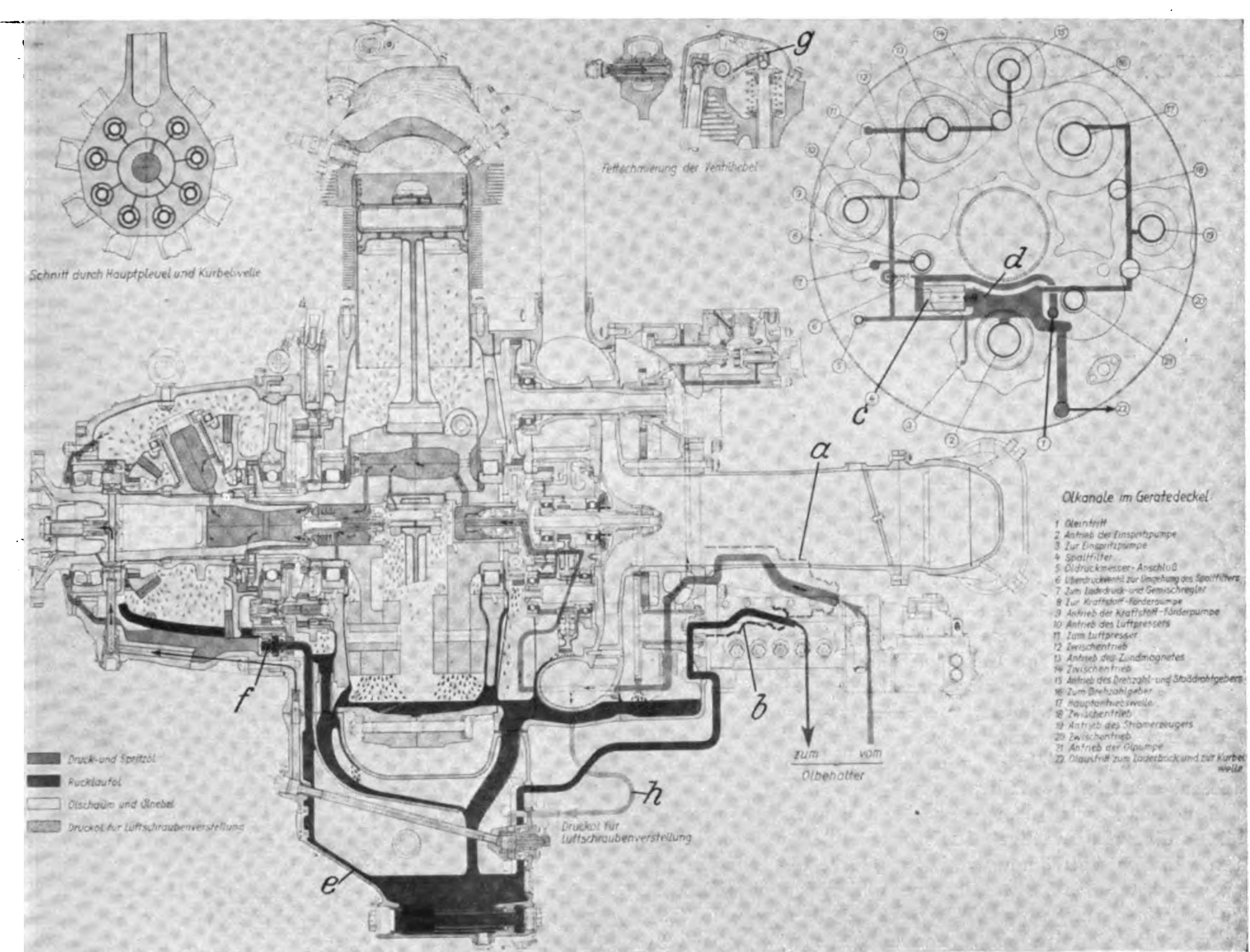
In Abb. 5 ist die Kraftstoffversorgung des Bramo Fafnir 323 mit dazugehörigen Hilfsgeräten dargestellt. Die Doppelpumpe a saugt durch zwei voneinander unabhängige Leitungen b und c den Kraftstoff über eine Filter-Brandhahnarmatur aus dem Vorratsbehälter an und drückt ihn sodann durch eine gemeinsame Leitung d

Abb. 4 (oben). Zweigang-Laderschaltgetriebe des Bramo Fafnir 323 P

Abb. 5 (unten). Die Kraftstoffversorgung des Bramo Fafnir 323



mit etwa 1 atü zur Einspritzpumpe e. Die Einspritzpumpe, die für jeden Motorzylinder einen gesonderten Pumpenstempel besitzt, fördert den Kraftstoff schließlich unter hohem Druck durch die Einspritzleitungen zu den einzelnen Einspritzdüsen.



Werkbilder: (6) BMW

Abb. 6. Der Schmierstoffkreislauf des Bramo Fafnir 323 A

Zwischen Förder- und Einspritzpumpe ist noch ein Pendelentlüfter f geschaltet, der unabhängig von der Fluglage arbeitet und die abgeschiedene Luft durch die Leitung g zum Vorratsbehälter führt, von wo sie dann durch die Hauptentlüftungsleitung h ins Freie geleitet wird. Die Überschußförderung der Einspritzpumpe wird ebenfalls durch die Leitung g zurückgeführt. Besondere Handpumpen i dienen beim Versagen der Förderpumpe zur Notförderung. — Es ist grundsätzlich wichtig, daß alle Saug- und Entlüftungsleitungen so angeschlossen sind, daß in jeder Fluglage unverminderte Förderung gesichert ist.

Die gesonderte Darstellung des Pendelentlüfters in Abb. 5 zeigt bei k den Eintritt des mit Luft vermischten Kraftstoffs, bei l den Kraftstoffaustritt und bei m den Austritt der abgeschiedenen Luft. Wie beim Durchgang die eigentliche Trennung von Luft und Kraftstoff erfolgt, ist schematisch eingetragen. — Von der Kraftstofförderpumpe bringt Abb. 5 oben rechts eine Schnittzeichnung und daneben ein Schema ihrer Wirkungsweise. Ein breites Ritzel n treibt danach ein Zahnrad o, auf dessen Achse ein Führungsstück mit Schrägnut und der umlaufende Förderkolben q sitzen. Ein in der Nut geführter feststehender Zapfen r bewirkt die Hubbewegung des Kolbens. Schlitze in dem ebenfalls umlaufenden Zylinder steuern den Eintritt des Kraftstoffs bei s und den Austritt bei t.

Schmierstoffkreislauf.

In Abb. 6 ist der Schmierstoffkreislauf des Motormusters 323 A sehr anschaulich wiedergegeben. Die Darstellung gilt auch für die Muster 323 B bis D und P, abgesehen von kleinen Unterschieden durch die z. T. verschiedene Gestaltung von Luftschrauben- und Ladergetriebe.

Die Schmierung ist als Umlaufdruckschmierung mit Trockensumpf ausgebildet. Sie besitzt eine am Gerätedeckel befestigte Zahnraddoppelpumpe, die sich aus einer Frischölpumpe a und einer Absaugpumpe b zusammensetzt. Die Frischölpumpe saugt das Öl aus dem Vorratsbehälter an und drückt es über ein Spaltfilter c in die Ölkammer d des Gerätedeckels, von der die Leitungen zu den Schmierstellen der Hilfsgeräte abzweigen (Abb. 6, oben rechts). Der Hauptfrischölstrom tritt aber durch den Laderbock, wo das Schmieröl für den Lader abzweigt, in den Hinterteil der Kurbelwelle und von da weiter in den Kurbelzapfen und zu den Anlenkbolzen der Pleuelstangen (Abb. 6, oben links). Aus dem Kurbelzapfen fließt das Frischöl schließlich in den Kurbelwellen-Vorderteil, der einen Druckminderer enthält. Hier wird Öl für die Schmierung der Steuerung abgezweigt und ferner durch eine Düse im Verschlußdeckel gegen den Pleuelstern gespritzt. Dieses Öl schmiert die Zylinderlaufbahnen und Kolbenbolzen. Das restliche Frischöl gelangt durch die Luftschraubenwelle in das Untersetzungsgetriebe.

Das gesamte Rücklauföl fließt im Sumpf e zusammen, von wo es durch die Absaugpumpe b über den Ölkühler zum Vorratsbehälter zurückgeschafft wird. Eine zweite Absaugpumpe f, die im vorderen Deckel sitzt, fördert das beim Gleitflug im Getriebe zusammenlaufende Öl in den Ölsumpf zurück. — Die Kipphebel g der Ventilsteuerung werden abweichend von den übrigen Teilen mit Fett geschmiert. Für die Verwendung von druckölbetätigten Verstellschrauben ist eine Druckölleitung mit besonderem Anschluß h vorgesehen. Zu erwähnen sind noch folgende Regeleinrichtungen im Frischölstrom:

Regelbares Überdruckventil an der Frischölpumpe zur Einstellung des Förderdrucks auf 6 bis 8 atü

Umgehungsventil am Spaltfilter zur Sicherung des Umlaufs bei Filterverstopfung

Rückschlagventil im Gerätedeckel zur Verhinderung der Entleerung der Leitungen im Stillstand. *K. Brode*

Zwei Flugzeuge der Wiener-Neustädter-Flugzeugwerke

Die Wiener-Neustädter-Flugzeugwerke stellen zwei Konstruktionen vor, die in mehrfacher Hinsicht bemerkenswert sind.

Das Baumuster Wn 16 wurde nach Entwürfen von Ing. *Meindl* als Versuchsflugzeug mit Bugradfahrwerk entwickelt. Systematische Erprobungen desselben sollten dem Herstellerwerk Aufschlüsse geben über die Vorteile der Dreiradanordnung und über die Möglichkeiten ihrer Weiterentwicklung. Das mit Bugradfahrwerk ausgerüstete Flugzeug besitzt zwei Laufräder, die hinter dem Schwerpunkt beiderseits des Rumpfes angeordnet sind, und ein unter der Rumpfspitze liegendes vorderes Laufrad. Beim Flugzeug mit normaler Fahrwerkanordnung liegen bekanntlich die beiden Laufräder vor dem Schwerpunkt, während das Rumpfende durch ein Spornrad oder Spornkufe unterstützt wird. Die Vorteile des Bugradfahrwerkes liegen in der Ausschaltung der Neigung des Flugzeuges zu seitlichem Ausbrechen beim Start und der Überschlagsgefahr bei der Landung sowie darin, daß ein Abfangen des Flugzeuges vor der Landung zum einwandfreien Aufsetzen auf den Boden nicht mehr notwendig ist.

Das Flugzeug wurde als Zweisitzer geringer Motorleistung (40/50 PS) entworfen. Um dennoch gute Flugleistungen zu erhalten, wurde seiner aerodynamischen Durchbildung besondere Sorgfalt gewidmet. Die Zelle wurde als freitragender Kabinentiefdecker ausgebildet. Zur Erzielung günstiger Sicht wurde der Führersitz nach vorn verlegt und Druckschraubenantrieb gewählt.

Der Rumpf wird dementsprechend von einer Gondel gebildet, die auf dem Flügelmittelstück (dreiteiliger Flügel) ruht. Um günstige Anströmungsverhältnisse für die Luftschraube, aber auch für den Sternmotor zwecks ausreichender Kühlung zu schaffen, wurde das Triebwerk in den oberen (auch schmaleren) Bereich des Rumpfes gerückt. Zur weiteren Verbesserung der Schraubenanströmung und der Kühlluftführung erhielt der Motor außerdem eine Ringhaube. Durch diese Maßnahme wurde eine ausreichende Kühlung gesichert, die für einen Sternmotor, der unmittelbar hinter einem, im Verhältnis zu seinem Durchmesser dicken Rumpf arbeitet, nur schwierig zu erreichen ist. Das Rumpfheck unterhalb des Motors läuft in eine Rundung aus. Dieser verhältnismäßig stumpfe Ausgang, der konstruktive Vorteile bietet, konnte gewählt werden, da eine Wirbelbildung an dieser Stelle infolge der Sogwirkung der Luftschraube verringert wird.



Dreibein-Flugzeug Wn 16

Zur Vermeidung von Ausschnitten an der Flügelhinterkante im Bereich der Luftschraube hat der trapezförmige Flügel Pfeilform (13,3°) bei gerade durchlaufender Hinterkante. Dadurch wurde gleichzeitig eine weitere Sichtverbesserung für den Flugzeugführer erreicht. Der Flügel, der auch V-Stellung aufweist, ist aus Profilen der NACA-Reihe 23000 gestrakt. Er trägt Spaltquerruder, die über den ganzen Außenflügel reichen und statisch und dynamisch ausgeglichen sind. Im Flügelmittelstück wurden versuchshalber unter dem Rumpf durchgehende Spreizklappen eingebaut, obwohl infolge der geringen Flächenbelastung (40,7 kg/m²) auf eine Landehilfe hätte verzichtet werden können.

Die Heckleitwerkdurchbildung ergab sich aus der Art seiner Aufhängung: Doppeltes Endscheiben-Seitenleitwerk von fast kreisförmiger Umrißform aufgehängt an der Höhenflosse, die wiederum auf zwei am Flügelmittelstück angreifenden Auslegern gelagert ist. Alle Ruder sind aerodynamisch ausgeglichen und durchweg kugelgelagert.

Das Flugzeug ist in Gemischtbauweise ausgeführt. Rumpf und Flügelmittelstück sind als Ganzes in geschweißter Stahlrohrbauweise gefertigt. Der Rumpf ist am Bug und Heck glattblechverkleidet, im übrigen stoffbespannt. Er besitzt ein seitlich aufklappbares durchsichtiges Kabinendach, hintereinanderliegende Sitze und ist mit Doppelsteuerung ausgerüstet. Die Übertragung der Steuerbewegungen auf die Ruder erfolgt mittels Stoßstangen, Torsionsrohren und Seilzügen.

Das Flügelmittelstück besitzt zwei Holme. Im Landefall dient der Hinterholm als Kräftesammler, indem er einen großen Teil des Gesamtgewichtes weiterleitet in die an ihn angreifenden Federbeine der seitlichen Laufräder. Im Fluge wird vor allem der Vorderholm des Mittelstückes beansprucht: er übernimmt die gesamte Biegung und Querkraft aus dem Außenflügel, der einholmig in Holzbauweise mit drillsteifer Nase ausgeführt ist.

Die Leitwerkträger, die am Mittelstückhinterholm angreifen, sind in Holzbauweise gefertigt.

Besonderer Wert wurde auf die konstruktive Durchbildung des Fahrwerks gelegt. Dieses besteht aus drei freitragenden, verkleideten Federbeinen, an denen die ebenfalls verkleideten Laufräder in Gabeln gelagert sind. Während bei den meisten bisher angetroffenen Ausführungen von Bugradfahrwerken das Bugrad kleinere Reifenmaße aufweist als die beiden hinteren Laufräder, besitzen beim Muster Wn 16 alle drei Laufräder gleiche Reifenabmaße (150 × 380 mm). Dadurch, wie auch durch die gute Dämpfung der Bugradfederung, bei der Druckgummischeiben als Federelemente verwendet wurden, wurde die Springneigung stark herabgesetzt. Das häufig auftretende Flattern des Bugrades wurde durch Lagerung in einer Schleppgabel und Anbringung einer Gummirückführung gänzlich vermieden.

Abmessungen:

Spannweite	9,84 m	Länge	7,27 m
Flügelfläche	13,5 m²	Flügelstreckung	7,15

Gewichte:

Rüstgewicht	350 kg	Fluggewicht	590 kg (Bgr. P 3)
Zuladung	200 kg (Bgr. S 4)	Flächenbelastung	40,7 kg/m²
Zuladung	240 kg (Bgr. P 3)	Leistungsbelastung	11 kg/PS
Fluggewicht	550 kg (Bgr. S 4)		

Leistungen:

Höchstgeschwindigkeit	160 km/h	Landegeschwindigkeit	65 km/h
Reisegeschwindigkeit	145 km/h	Reichweite	400 km

Das Flugzeug ist seit einigen Monaten in Flugerprobung. Bei den Landeversuchen wurde mit verschiedenen Gleitgeschwindigkeiten bis 130 km/h ohne Abfangen am Boden aufgesetzt. Bei ausgetrimmtem Höhenruder konnten Landungen mit losgelassenem Knüppel ausgeführt werden. Auch



Starts und Landungen bei Seitenwind bereiteten keine Schwierigkeiten. Durch Anbringung einer lösbaren Kupplung zwischen Bugrad und Seitensteuerung konnte eine erstaunliche Manövrierbarkeit am Boden erzielt werden. Das Muster zeigte auch gute Flugeigenschaften, im überzogenen Zustand war keine Neigung zum seitlichen Abkippen vorhanden.

Nur als erstes Versuchsglied für die Weiterentwicklung geschaffen, erleichtert das neue Baumuster, soweit die Flugerprobung gezeigt hat, vor allem die Nacht- und Blindlandung.

Für das viersitzige Wasser-Landflugzeug Wn 11 schuf Ing. *Hopfner* die Entwürfe. Das Muster gehört einer Entwicklungsrichtung an, die das Herstellerwerk schon seit längerer Zeit mit Erfolg pflegt. Es macht einen sauberen, gut durchgearbeiteten Eindruck, besitzt gute Flugleistungen und soll auch gute Flugeigenschaften aufweisen.

Das mit zwei luftgekühlten Sternmotoren Bramo Sh 14 a ausgerüstete Flugzeug gehört der Landflugzeugklasse B 1 bzw. der Seeflugzeugklasse A 2 an. Es stellt, namentlich für wasserreiche Gebiete, den idealen Typ des Sport- und Reiseflugzeuges dar und ist auch für zahlreiche andere Verwendungszwecke geeignet, darunter als Schul- (vor allen Dingen für den Übergang von Land- auf Seeflugzeuge), weiter als Zubringer- sowie als Polizei-, Zoll- und Seenotflugzeug für Küsten- und Binnengewässer.

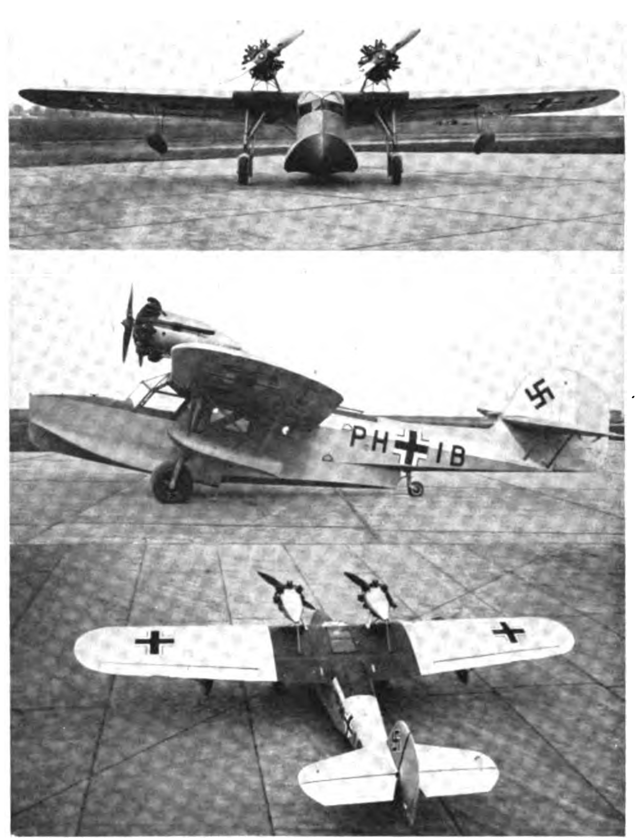
Es bringt als Vorteil wirtschaftlichen Kraftstoffverbrauch sowie eine robuste, allen Anforderungen gewachsene Bauweise mit.

Das Muster ist als freitragendes Schulterdecker-Flugboot entworfen, das durch seitliche Stützschwimmer stabilisiert wird. Der in erster Linie hydrodynamischen Anforderungen genügende untere Bootsteil ist zweistufig, flachgekielt und mit weitausladender Kimme ausgeführt. Dieser als ausgesprochener Gleitboden durchgebildete Bootsboden ergibt im Verein mit geringer Flächenbelastung gute Starteigenschaften und kurze Startwege, Faktoren, die bei einem Flugzeug der genannten Verwendungszwecke von großem Vorteil sind. Die Triebwerke sind, um die Luftschrauben vom Spritzwasser freizuhalten, auf Stahlrohrböcken über dem Flügel angeordnet und aus aerodynamischen Gründen vor die Flügelvorderkante vorgezogen. Für die Bewegungen auf dem Land besitzt das Muster ein durch Öldruck einziehbares Fahrwerk, dessen halbfreitragende Federbeine am Flügelvorderholm angreifen, zu diesem und dem Hinterholm abgestützt sind und im eingezogenen Zustand zwischen den beiden Holmen im Außenflügel liegen. Der Sporn greift hinter der zweiten Stufe am dort in einem bloßen Leitwerkträger auslaufenden Rumpf an.

Das Leitwerk hat zur Erreichung guter Stabilitäten und guter Ruderwirkungen ausreichenden Flächeninhalt erhalten. Die Höhenflosse ist in halber Höhe der Seitenflosse angesetzt und zum Leitwerkträger durch je zwei Streben abgefangen.

Der Bootsrumpf, der in hochwertigem Kiefernholz ausgeführt und mit Birkensperrholz (Cavit Nautie) beplankt ist, weist zwei nebeneinanderliegende Führersitze aus Stahlrohr auf, deren Rückenlehnen klappbar sind, und zwei dahinterliegende Fluggastsitze. Die Steuerung (zweites Steuer ausbaubar) besteht aus einer gegabelten Steuersäule mit Steuerhörnern und verstellbaren Pedalen. Die Kräfteübertragung erfolgt für Höhensteuerung über Gestänge, für die Seitensteuerung mittels Profildraht und für die Querruder über Ketten und Seile. Der Einstieg in die Kabine erfolgt über den Rumpfrücken durch eine verglaste Klapptür. Der Windschutz des Führerraumes ist als Notausstieg zu öffnen.

Der Flügel, in einem Stück und ganz in Holz ausgeführt, weist zwei Kastenholme und tragende Beplankung aus Sperrholz auf. Die Rippen sind als Gitterträger ausgebildet und mittels Durchzugleisten gegeneinander abgestützt. Die Verbindung des Flügels mit dem Boot erfolgt durch vier kräftige, leicht kontrollierbare Beschläge und Bolzen. Der Flügel trägt statisch und dynamisch ausgeglichene Spaltquerruder.



Wasser-Landflugzeug Wn 11

Abmessungen:

Spannweite	14,1 m	Höhe	3,15 m
Länge	10,1 m	Flügelfläche	30,4 m²

Gewichte:

Rüstgewicht	1460 kg	Fluggewicht	2100 kg
Zuladung	640 kg		(Bgr. P 3)

Leistungen:

Höchstgeschwindigkeit (mit Verstellluftschrauben)	210 km/h	Steiggeschwindigkeit in 0 m	3 m/s
		Dienstgipfelhöhe	4000 m
		Reichweite	650 km
Reisegeschwindigkeit	185 km/h	Startlänge als Landflugzeug	190 m
Landegeschwindigkeit	90 km/h	Startlänge als Seeflugzeug	300 m
Steigzeit auf 1000 m	6,5 min	Auslauf als Landflugzeug (mit Bremsen)	130 m

Die beiden elastisch gelagerten Motoren Sh 14 a leisten je 130/160 PS. Der Kraftstoff wird mittels Motorpumpen aus den beiden unter den Motoren im Flügel eingebauten Behältern von je 150 l Fassungsvermögen entnommen. Die Schmierstoffbehälter von je 13 l Inhalt sind in den Motorgondeln untergebracht.

Eine Weiterentwicklung des Musters Wn 11 stellt das Baumuster Wn 11 C dar. Der grundsätzliche Aufbau ist der gleiche; unterschiedlich wurde das Flugzeug mit zwei stärkeren Motoren Hirth HM 508 D von je 240/280 PS Leistung ausgerüstet, was eine wesentliche Verbesserung sämtlicher Flugleistungen, vor allem der Reisegeschwindigkeit und der Reichweite ergibt. Durch Erniedrigung der Leistungsbelastung wird eine Verkürzung des Startweges erreicht. Durch die Steigerung der Personenzahl auf fünf und der Kraftstoffmenge erhöht sich das Fluggewicht. Als konstruktive Änderungen ergeben sich Vergrößerung des Flügels, Anbringung von Spreizklappen, Verlängerung des Bootsrumpfendes und die Anordnung eines einziehbaren Spornes. *Cl.*

FORSCHUNGS-KURZBERICHTE

Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S=Seiten, Sp=Spalten, L=Lichtbilder, Sk=Skizzen, Sb=Schaubilder, Z=Zahlentafeln, F=Formelrechnungen, f=ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Flugmechanik

Sturzfluggeschwindigkeit. P 31 77

Gaspare Santangelo: La velocità nel volo in picchiata; Riv. aeron. Bd 16, N 10 (X 40), S 27/31 (5 S, 2 Sk).

Die zulässige Geschwindigkeit im Sturzflug ergibt sich aus dem sicheren Drillmoment der Flügel, geteilt durch die Momentzahl beim Auftrieb Null. Dieser Wert ist meist höher als die Sturzfluggeschwindigkeit, die man aus dem Kleinstwiderstand berechnet. Die Drillsteifheit des Flügelaußenteils ist größer als der Staudruck der kritischen Geschwindigkeit mal dem Quadrat der Teilfläche. E. Foku 41 06 01

Flugströmungslehre

Nietköpfe und Schwimmerwiderstand. P 39 93

J. B. Parkinson: Tank Tests to Show the Effect of Rivet Heads on the Water Performance of a Seaplane Float; NACA TN 657 (IV 38), Washington (13 S, 2 Z, F, f 2 L, 12 Sb).

Ein Flugzeugschwimmer, der nach Angaben des Luftfahrtbüros der amerikanischen Marine gebaut war, wurde als Modell 1 : 3,5 im NACA-Schlepptank mit glattem, gestrichenem Boden und sodann mit Rundkopfnieten, Überlappungen und Kielplatten, die der Wirklichkeit entsprachen, untersucht (vgl. Foku 34 01 17, 34 08 08, 34 12 03, 36 11 24, 37 01 35, 39 02 32). Der Wasserwiderstand nahm durch diese Vorsprünge bei der Aufstufgeschwindigkeit um 5 bis 20 %, bei 13,7 m/s um 15 bis 40 % zu, je nach Last. Nietköpfe am Hinterrumpf hatten wenig Einfluß. Die Rundköpfe allein vermehren den Gesamtwiderstand des Einschwimmerflugzeugs beim Aufstufen um weniger als 5 %, bei Gleitgeschwindigkeiten um mehr als 25 %. Bei kleinen Flächen- und Leistungsbelastungen dieser Art Wasserflugzeuge ist der Einfluß der Vorsprünge auf den Start gering. Der Gesamtwiderstand des glatten Schwimmers wurde aus dem Ähnlichkeitsgesetz von *Froude* berechnet; er war beim Aufstufen 2 %, beim Gleiten 8 % höher, als wenn man den Modellversuch mit dem Reibungswiderstand umrechnete. Die Umrechnung nach *Froude* liegt also auf der sicheren Seite; sie ist bei nicht zu kleinen Modellen zu empfehlen. E. Foku 41 06 02

Luftkraftverteilung an Eindeckerflügeln. P 31 11

Itirô Tani: A Simple Method of Calculating the Aerodynamic Characteristics of a Monoplane Wing; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (11), N 197 (IX 40), S 307/395 (88 S, 21 Sk, 31 Sb, 13 Z, F).

Die bekannten Verfahren zum Berechnen der Auftriebsverteilung längs der Spannweite sind schwierig anzuwenden, wenn die Strömung auf einem Teil des Tragflügels abgerissen ist, sowie für ausgeschlagene Klappen oder Querruder. Ein neues vereinfachtes Verfahren setzt den Abwindwinkel an einer Stelle gleich der Summe von Zirkulationen um zweckmäßig gewählte Schnitte, mit Beizahlen, die noch zu bestimmen sind. Hierzu werden die örtlichen Zirkulationen ebenso wie der Abwindwinkel durch abgekürzte Fourierreihen dargestellt (vgl. *Multhopp*, Lufo 1938 S 153). Der Einfluß von Landeklappen und Querrudern ergab sich entsprechend für einen elliptischen Ersatzflügel. Auch die Ableitungen zur Seitenstabilität lassen sich in ähnlicher Weise ermitteln (vgl. Foku 34 07 02, 37 04 09). E. Foku 41 06 03

Querruder und Spreizklappen. P 31 15

Carl J. Wenzinger and Milton B. Ames, Jr.: Wind-Tunnel Investigation of Rectangular and Tapered N. A. C. A. 23 012 Wings with Plain Ailerons and Full-Span Split Flaps; NACA TN 661 (VII 38), Washington (11 S, 2 Z, F, f 15 Sk, 15 Sb).

Im NACA-Windkanal von 2,1 × 3,0 m² wurden rechteckige und Trapezflügel 1 : 5, Schnitt NACA 23 012, Streckung 6, $b = 1524$ mm, mit einfachen Querrudern und weiter vorn liegender, durchlaufender Spreizklappe von 15 oder 10 bzw. 20 oder 10 % der Flügeltiefe untersucht. Gemessen wurden Auftrieb, Widerstand, die drei Momente und die Verstellmomente für alle Klappenausschläge und verschiedene Klappen-Rücklagen (vgl. Luru 33 04 09, Foku 34 01 03, 35 08 07, 38 05 07). Eine durchlaufende Spreizklappe von 20 % der Wurzeltiefe, die in 75 % angelenkt ist, gibt größeren Höchstauftrieb als, nach früheren Messungen, eine teilweise durchlaufende Spreizklappe neben dem Querruder. Rückverlegen der Klappe vermehrt den Höchstauftrieb. Dieser und die Quersteuerung sind am besten bei Rechteckflügeln mit 60° Ausschlag der Klappe und Anlenkung in 90 % der Tiefe bei Querrudern über die halbe Halbspannweite von 10 % der Tiefe. Das Nickmoment im Sturzflug nimmt zu, wenn die Klappe weiter hinten liegt, und das Gefälle der Rollmomentkurve nimmt beim Klappenausschlag ab. Das Rollmoment für größten Querruderausschlag nach oben war vom Ausschlag einer Spreizklappe, mit gleicher Achsenlage wie das Querruder, unabhängig; das für Querruderausschlag nach unten sank durch Klappenausschlag, ebenso wie das beiderseitige Wendemoment. Beim Trapezflügel war der Einfluß von Querrudern und Klappen auf den Auftrieb und das Rollmoment geringer. E. Foku 41 06 04

Bodeneinfluß bei Tragflügeln mit Klappen. P 31 53

Isidore G. Recant: Wind-Tunnel Investigation of Ground Effect on Wings with Flaps; NACA TN 705 (III 39), Washington (16½ S, F, f 1 L, 18 Sk, 8 Sb, 1 Z).

Im NACA-Windkanal von 2,1 × 3,0 m wurden Tragflügel mit Rechteck- bzw. Trapezumriß, $b = 1524$ mm, Streckung 6, ohne Klappen bzw. mit Spreizklappen oder mit Schlitzklappen über einer großen Bodenplatte im Abstand von ½ bis 3 Flügeltiefen untersucht. Der Wandeinfluß wurde berücksichtigt (vgl. Foku 34 01 12, 36 09 23, 38 03 02, 41 04 07, 41 06 04). — Die Bodennähe steigert das Gefälle der Auftriebskurve, jedoch nur bei Tragflügeln ohne Klappen; sie vermindert den Widerstand in jedem Falle, abhängig von der Auftriebszahl; sie verkleinert die Nickmomente der Flügel mit Klappen. Der Höchstauftrieb wird durch die Bodennähe bei Flügeln ohne Klappen fast gar nicht beeinflußt, bei Trapezflügeln und noch mehr bei Rechteckflügeln mit Klappen vermindert; bei Schlitzklappen ist der Einfluß größer als bei Spreizklappen. E. Foku 41 06 05

Seitenstabilität beim Schieben. P 31 71

M. J. Bamber und R. C. House: Wind-Tunnel Investigation of Effect of Yaw on Lateral-Stability Characteristics; I — Four N. A. C. A. 23 012 Wings of Various Plan Forms with and Without Dihedral; NACA TN 703 (III 39), Washington (9 S, F, f 1 L, 5 Sk, 15 Sb).

Im NACA-Windkanal von 2,1 × 3,0 m wurden vier Tragflügel, Schnitt NACA 23 012, mit runden Enden, rechteckig oder trapezförmig mit verschiedener Pfeilstellung, bei Schiebewinkeln zwischen —5° und +15° untersucht. Die V-Stellung betrug 0° oder 5°; die Spreizklappen von 20 % der Flügeltiefe liefen über die inneren 60 % der Halbspannweite und wurden 0° oder 60° ausgeschlagen. — Mit der Pfeilstellung wächst das Schieberollmoment stark; die Abhängigkeit der Querkraft vom Schiebewinkel nimmt je nach Pfeilform ab; die des Wendemoments bleibt fast ungeändert. Spreizklappenausschlag vermindert den Einfluß des Schiebens auf das Wendemoment, vermehrt den Einfluß der Pfeilform auf die Abhängigkeit der Querkraft vom Schieben und beeinflußt das Schieberollmoment wenig, wenn der Auftrieb festliegt. Trapezform vermindert die beiden letzteren Größen. Mit wachsender Pfeilform steigt der Einfluß des Auftriebs auf das Schieberollmoment und der der V-Stellung auf die Abhängigkeit der Querkraft vom Schieben. Der Flügelschnitt scheint das Schieberollmoment bei gegebenem Auftrieb wenig zu ändern (vgl. Foku 36 05 03, 38 02 14, 41 04 07). E. Foku 41 06 06



Flugboote mit kleinem Luftwiderstand. P 39 93

Starr Truscott, J. B. Parkinson, John W. Ebert Jr. und E. Floyd Valentine: Hydrodynamic and Aerodynamic Tests of Models of Flying-Boat Hulls Designed for Low Aerodynamic Drag: NACA TN 668 (IX 38), Washington (30 S, 2 Z, F, f 40 L, 17 Sb, 29 Sk).

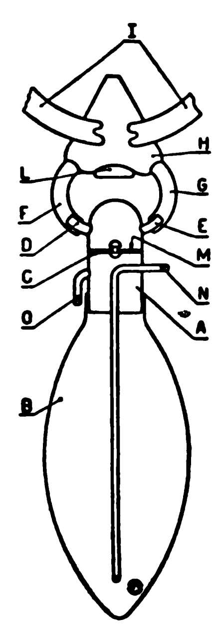
Im NACA-Schleppkanal wurden Flugbootmodelle 74, 74-A und 75 auf Schwimmeigenschaften, sodann im NACA-Windkanal von 6 m Dmr. auf Luftkräfte untersucht (vgl. Foku 34 01 17, 34 08 08, 35 08 03, 36 05 10, 37 01 35, 38 04 20). Die Modelle waren aus einem Drehkörper geringen Luftwiderstandes durch möglichst kleine Änderungen zugunsten des Startverhaltens hergeleitet. 74 hatte runden Boden mit Querstufe und Strömungsabfluß dahinter; bei 74-A fehlte dieser; 75 hatte Keilstufe und einen Hinterrumpf nach Modell 36. Die Modelle wurden trimmfrei und fest aufgehängt. Der Start wurde für ein angenommenes Flugboot von 113 t berechnet. — Bezogen auf gleichen Rauminhalt, hatten alle Modelle kleineren Luftwiderstand als die üblichen, die im gleichen Windkanal geprüft wurden. 74-A war in der Luft besser als 75; dieses Modell hatte aber auf dem Wasser bei hoher Geschwindigkeit kleineren Widerstand und besseren Start. Die strömungstechnische Güte führte bei gewissen Trimmwinkeln und Belastungen zu größerem Wasserwiderstand; doch sind bei richtiger Höhensteuerung die Starteigenschaften befriedigend. E. Foku 41 06 07

Medizin

Atemgerät für große Höhen. P 41

Rodolfo Margaria: Apparecchio respiratorio per miscelle di ossigeno ed aria in alta quota; Atti di Guidonia N 35 (10 X 40), S 289/300 (12 S, 3 L, 1 Sk, 2 Sb, F).

Bei den üblichen Atemmasken wird beständig ein Teil der verbrauchten Luft beim nächsten Zug wieder eingeatmet. Das ist schädlich, obwohl dabei die Kohlensäure angereichert und das Atmen in großen Höhen angeregt wird. Ein neues Atemgerät (s. Abb.) besteht aus einer Maske H für die Nase (vgl. Foku 40 07 11, 41 06 09) oder auch für den Mund, die durch elastische Bänder I gehalten wird und ein Ausatemventil L trägt. Sie ist durch zwei Leitungen F und G mit den Ansätzen D und E des Sammelrohrs A verbunden, das den Sparbeutel B mit der Sauerstoffzuleitung N trägt. Eingeatmet wird durch ein Ventil M, das bei C gelagert ist, und zwar zunächst reiner Sauerstoff aus dem Sparbeutel, zum Schluß Außenluft durch zwei Drosselleitungen O. Diese Außenluft gelangt also nur in die Atemwege und nicht in die Lunge; sie wird beim Ausatmen zuerst ins Freie gefördert, während die Atemwege alsdann sauerstoffreiches Gas enthalten. Der Sauerstoffvorrat wird also gut ausgenutzt. E. Foku 41 06 08



Italienisches Atemgerät ohne schädlichen Raum, mit Nasenmaske H; Erläuterungen im Text

Höheneinflüsse auf den Menschen. T 7

Walter M. Boothby, W. Randolph Lovelace, II, und Otis O. Benson: High Altitude and Its Effect on the Human Body; J. aeron. Sciences Bd 7, N 11 u 12 (IX u X 40), S 461/468 u S 524/530 (29 Sp, 12 L, 1 Sk, 15 Sb, 2 Z).

Das amerikanische Laboratorium für flugmedizinische Untersuchungen hat seit 1938 den Einfluß von Höhen bis 12 km auf den menschlichen Körper untersucht, insbesondere den Sauerstoffmangel infolge niedrigen Luftdrucks und seine praktische Bekämpfung sowie die Gefahr der Luftdruckänderung und ihre Ermittlung. — In 6 km Höhe beträgt der Luftdruck 349,1, der Sauerstoff-Teildruck 73 mm QS, in den Lungen aber nur 23 mm. Falls man tiefer atmet, steigt er auf 36 mm. Nach 15 bis 30 min tritt jedoch Ermüdung und Kohlensäuremangel im Blut ein, so daß die Atmung nicht mehr angeregt wird. Für Höhen über 4,5 km, bei längerem Aufenthalt über 3 km, ist daher Sauerstoffatmung erforderlich. Mit dieser kann man bei einiger Übung in 10 km Höhe wie am Boden atmen. 12 km Höhe ist die obere Grenze, weil dann der Teildruck des reinen Sauerstoffs zusammen mit dem der Kohlensäure und des Wasserdampfes zu klein wird. Für den Luftverkehr sind Überdruckkabinen oder, bei Einzelatmung, Nasenmasken (vgl. *E. Everling*: Dt. Luftfahrer-Z. Bd 20, N 3/4, 16. II. 1916, S 35; Foku 40 07 11), für den Kriegsflug Mund-Nasen-Masken zu empfehlen. Während des Kampfes ist die Sauerstoffzufuhr zu steigern. — Gegen die Kälte schützt Fliegerkleidung allein nicht, weil die Lungen mehr Wärme abführen, als bei Sauerstoffmangel ersetzt wird. — Die „Taucherkrankheit“ infolge Blasenbildung im Blut bei rascher Luftdruckabnahme ist für den Flieger weniger gefährlich; sie kann durch Höhenabnahme bekämpft werden. Bei lebhafter Bewegung tritt sie nicht auf. — Bei den Versuchen wurden keine Änderungen an den Augen, der Herz- und Pulstätigkeit sowie dem Blutdruck festgestellt, wenn Sauerstoffmangel vermieden wurde; das gleiche gilt für Sauerstoffverbrauch, Atemgeschwindigkeit und Atemmenge. Der Schmerz im Trommelfell kann durch Einatmen von Sauerstoff-Helium-Gemisch vermieden werden, weil Helium auch durch die verstopften Tuben geht. Wo Helium nicht verfügbar ist, kann man lernen, die Tuben durch Muskelbewegungen zu öffnen. Überschuß an Gasen in Magen und Darm kann durch Vermeiden des Genusses von Bohnen und dgl. sowie durch Tierkohle bekämpft werden. — Die Ventile und Durchflußmesser der Sauerstoffgeräte müssen dem geringen Luftdruck und der Kälte angepaßt sein. E. Foku 41 06 09

Meßtechnik

Funkortungsgerät. P 53 53

Lear's „Gyromatiska Navigatör“. Ett nytt hjälpmedel för anflygning till flygplatser och-bombmäl; Flygning Bd 19, N 3 (II 41), S IV/V (4 Sp, 2 L, 12 Sk).

Der „Gyromatische Navigator“ des Amerikaners *Lear* ist ein Gerät zur Funkortung, das unten den Sperry-Kurskreisel trägt und auf der oberen Scheibe in einer einstellbaren Kreis-Gradteilung eine Doppellinie für den wirklichen Kurs in Verbindung mit dem Kreisel, ferner einen Zeiger für den zu steuernden Kurs sowie ein festes Flugzeugbild trägt. Es gestattet, im Peilstrahl einer Bake geradeaus zu fliegen, mit unbekannter oder veränderlicher Abtrift und ohne Bodensicht einen Kurs zu steuern, den Ort zu bestimmen und ein Ziel, das nicht beim Sender liegt, zu erreichen sowie einen gewöhnlichen Sender blind anzufliegen, wenn dieser in der Landebahnverlängerung liegt. E. Foku 41 06 10

Höhenschreiber für Segelflugzeuge. P 51 3

Pile: Prat om Barografer; Flygning Bd 19, N 4 (II 41), S 18 u 22 (3½ Sp, 1 L).

Für Segelflieger eignet sich ein neuer Höhenschreiber der Schweizer Firma Peravia. Er vermeidet das Verschmutzen, Aussetzen oder Kleben einer Aufzeichnung auf berußtem Papier durch eine feine Nadel, die alle 6 s ein Loch, alle 10 min noch ein zweites Loch in ein Schreibband sticht. Dieses läuft über zwei Spulen ab. Der Vorschub beträgt 3 mm/min, die Betriebsdauer 10 oder 30 h. Je nachdem ist das Gewicht nur 1,5 oder 2,1 kg.

E. Foku 41 06 11

Motorbau

Schwingungsminderung durch Kupplungen und Schwinger mit gekrümmter Kennlinie. A 25 49

K. Maier: Begrenzung von Resonanzdrehschwingungen durch einen Schwinger mit gekrümmter Federkennlinie; Lufo Bd 18, Lfg 1 (28 II 41), S 18/23 (11 Sp, 2 L, 1 Sk, 13 Sb).

Daß elastische Kupplungen oder Schwinger mit gekrümmter Federkennlinie die Resonanzdrehschwingungen vermindern, liegt nicht an deren Dämpfeigenschaft. Vielmehr überwiegt, wie Versuche an einem Flugmotor As 8 B zeigten, die richtige Abstimmung zwischen Schwingermasse und Federung den Einfluß der Reibung. Am besten war die Wirkung, wenn mit der Änderung der „reduzierten Steifheit“, die vom Ausschlag abhängt, auch die Eigenschwingungszahlen möglichst stark verändert werden könnten. E. Foku 41 06 12

Reibungsverluste in Motoren. M 1-2

H. Kreß: Untersuchungen über die mechanischen Reibungsverluste von Verbrennungsmotoren; MTZ Bd 3, N 3 (III 41), S 73/77 (10 Sp, 1 L, 8 Sb, F).

Der Einfluß der Gasdrücke auf die mechanische Reibung kann aus dem zeitlichen Mittelwert des wirksamen Druckes und der Reibungszahl gut angenähert vorausgesagt werden. Bei höheren Drehzahlen vermindert sich die wirksame Belastung. Daher vermehrt Druckerhöhung im Zylinder, z. B. durch Überladen, nicht notwendig die Belastung und die Reibungsverluste. Beim Bestimmen des Motoren-Innendrucks muß bei Überladung die Gaswechselarbeit berücksichtigt werden; sonst werden die Fehler größer als die Einflüsse der Arbeitsbedingungen bei verschiedenen Drehzahlen. E. Foku 41 06 13

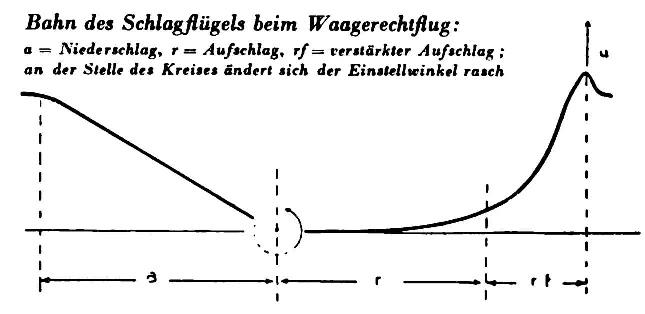
Schwingenflugzeuge

Schlagflügel-Segelflugzeug. P 34

Giovanni Serragli: In tema di velivoli ad ala battente; il „removeleggiatore"; Riv. aeron. Bd 17, N 1 (I 41), S 65/72 (8 S, 2 Sk, 1 Sb, F).

Bei den Flugtieren nimmt der Anteil der Muskeln am Körpergewicht mit wachsender Größe ab; dafür sind sie fähig zu segeln. Das gleiche gilt um so mehr für den Menschenflug. Darum schuf *Lippisch* das „Schwingen-Segelflugzeug". Der Flügelschlag (s. Abb.) liefert beim Niedergang unmittelbaren Auftrieb und Vortrieb; dieser

Bahn des Schlagflügels beim Waagerechtflug:
a = Niederschlag, r = Aufschlag, rf = verstärkter Aufschlag; an der Stelle des Kreises ändert sich der Einstellwinkel rasch



kann auch beim Wiederaufschlag, der keine Kraft erfordert, mittelbaren Auftrieb geben. Der rasche Wechsel des Einstellwinkels am Ende des Niederschlags ist schwer zu verwirklichen; an dieser Stelle vermindert sich auch die Geschwindigkeit des Flügels gegenüber der Luft, jedoch um so weniger, je größer die Fluggeschwindigkeit ist. Schwierigkeiten entstehen nicht, wenn beim Niederschlag Höhe gewonnen und beim Aufschlag wieder abgegeben wird; der Wirkungsgrad wird günstig. — Der Mensch kann beim Schlagflug einige Minuten lang eine mittlere Leistung von 60 bis 70 kgm/s aufbringen, während bei 0,45 m/s Sinkgeschwindigkeit und 200 kg Fluggewicht die erforderliche Leistung 90 kgm/s beträgt. Man muß also bei guter Flügelstreckung das Fluggewicht vermindern, und zwar auf 120 bis 150 kg. — Bei Luftschraubenantrieb sind die Verluste zu groß. Schlagflügel sind also günstiger. Noch besser wäre es, mit kleinen Flügelbewegungen die Windschwankungen auszunutzen. Statt der ganzen Flügel bewegt man vorteilhafter nur große Klappen oder Querruder, des Gewichts wegen aus Bambus. E. Foku 41 06 14

Strömungslehre

Statistische Turbulenztheorie. A 35 27

K. Wieghardt: Zusammenfassender Bericht über Arbeiten zur statistischen Turbulenztheorie; Lufo Bd 18, Lfg 1 (28 II 41), S 1/7 (13 Sp, 3 Sk, 3 Sb, F).

Die statistische Turbulenztheorie eignet sich sehr gut zur Darstellung der kinematischen Verhältnisse in einer turbulenten Strömung und als Hilfsmittel für genaue Versuche. Für dynamische Berechnungen reicht sie aber nicht aus. E. Foku 41 06 15

Grenzschichtumschlag. *A 35 27*

A. Fage: Experiments on the Breakdown of Laminar Flow; J. aeron. Sciences Bd 7, N 12 (X 40), S 513/517 (9 Sp, 3 L, 2 Sk, 3 Sb).

Der Übergang von glatter zu wirbliger Grenzschichtströmung wurde im Wasserkanal durch Photographieren gefärbter Flüssigkeitsfäden untersucht (vgl. Foku 37 08 19). Für einen langen Stromlinienkörper bleibt die Strömung bis zu Reynoldszahlen von $13 \cdot 10^5$, bezogen auf die Länge, frei von Turbulenz. Die Einzelheiten der Grenzschicht wurden mit 50facher Vergrößerung durch ein Mikroskop beobachtet, dessen Rohr und Okular ortsfest blieben, während das Objektiv mitbewegt wurde. So konnten waagerechte und senkrechte Abweichungen von der mittleren Geschwindigkeit beobachtet werden. Hinter einem Gitter mit quadratischen Maschen wurde nach diesem Verfahren isotropische Turbulenz festgestellt. Die Höchstgeschwindigkeit betrug das 3,3fache der Wurzel aus dem Mittelwert der Geschwindigkeitsquadrate. E. Foku 41 06 16

Treibschrauben

Biegeschwingungen umlaufender Schraubenflügel. P 39 3

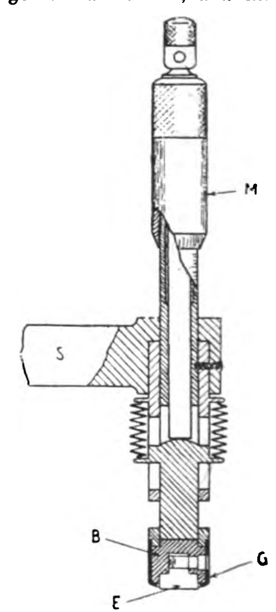
Ezio Lorenzelli: Calcolo delle frequenze di vibrazione flessionale di una pala d'elica in rotazione; Aerotecn. Bd 20, N 11 (XI 40), S 815/833 (19 S, 3 Sk, 2 Z, F).

Die Frequenz der Biegeschwingungen eines Luftschraubenblattes läßt sich nach einem neuen Verfahren dadurch ermitteln, daß man zunächst die Luftkräfte vernachlässigt und nur die Flieh- und Trägheitskräfte betrachtet. Die Momente um Achsen, die zur Drehachse parallel bzw. senkrecht sind, lassen sich als Potenzreihen nach dem Abstand des Schnittes von der Drehachse entwickeln. Die wirkliche Gestalt der Schraubenflügel, insbesondere der wirkliche Verlauf der Querschnitte und ihrer Trägheitsmomente, lassen sich so berücksichtigen. Für den Einfluß der Fliehkraft auf die Grundschwingung erhält man eine Exponentialfunktion, die mit den Versuchen übereinstimmt. Ein Beispiel zeigt, daß wenige Näherungsschritte genügen. E. Foku 41 06 17

Eigenschwingung von Schraubenflügeln. A 25 42

Jûichi Obata und Yahei Yosida: Measurement of the Period of Natural Vibration of an Airscrew Blade; Rep. Aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (5), N 191 (VII 40), S 97/108 (10½ Sp, 11 L, 5 Sk, 4 Sb).

Die Eigenschwingungen von Luftschraubenflügeln können dadurch gemessen werden, daß man das Blatt elastisch aufhängt und durch eine Unwucht zur Resonanz erregt; doch lassen sich dabei die Obertöne schwer erzeugen. Das Bureau of Standards befestigt die Schraube auf einem Gleichstrommotor, dessen Anker durch Wechselstrom erregt wird. Nach dem Verfahren von *Lürenbaum*-DVL erhält man auch den Anteil der Kurbelwelle. Am einfachsten ist das japanische Verfahren (vgl. Rep. aeron. Res. Inst. N 103): Das Schraubenblatt wird in der Nähe der Nabe von Hand oder durch einen elektrisch betriebenen Hammer erregt; die Schwingungen werden an einem Mikrometer mit 0,3 mm Luftspalt, das die andere Belegung eines Kondensators bildet, elektrisch mit Verstärkerröhren und Filterkreisen als Oszillographenspektrum aufgezeichnet. Das Verfahren wurde dadurch verbessert, daß die mikrometrisch verstellbare Elektrode sich nicht mitdreht (s. Abb.) und daß die Luftschraube isoliert aufgebaut wird. Zwischen 30 und mehr als 1000 Schwingungen je Sekunde erhält man die Frequenzen, die Art der Dämpfung und die Lage der Knoten, ferner aus dem Vergleich von Aufnahmen in zwei Ebenen die Unterscheidung zwischen Biege- und Drillschwingungen. E. Foku 41 06 18



Nichtdrehbare Mikrometer-Elektrode zum Messen von Luftschraubenschwingungen nach dem Kapazitätsverfahren. M = Mikrometer, S = Halter, B = Isolator, G = Schutzring, E = Elektrode



Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung

Lilienthal- und Ludwig-Prandtl-Preis 1941

Der Reichsminister für Wissenschaft, Erziehung und Volksbildung hat unterm 6. Mai 1941 dem Präsidium der Lilienthal-Gesellschaft auch für 1941 den Lilienthal-Preis in Höhe von 5000 RM und den Ludwig-Prandtl-Preis in Höhe von 3000 RM zur Verfügung gestellt. Der Lilienthal-Preis soll demjenigen deutschen Abiturienten einer höheren Schule die materiellen Voraussetzungen zum Studium der Luftfahrt-Wissenschaft und -Technik geben, der auf Grund des Entscheids des Prüfungsausschusses dieser Förderung als der Würdigste angesehen wird. Der Ludwig-Prandtl-Preis wird zur Förderung der Flugphysik in Verbindung mit dem Flugmodellbau vergeben. Durch ihn soll die beste Jahresleistung auf dem genannten Gebiet ausgezeichnet werden. Diese Arbeit kann als Einzelarbeit von Lehrern oder Schülern oder als Gemeinschaftsarbeit der Schule durchgeführt worden sein. Der Preis kann auch unter mehreren Schülern geteilt werden. Die Preisträger werden am 10. August 1941, dem 45. Todestage von Otto *Lilienthal*, verkündet.

Kurznachrichten

Wehrmacht-Normen werden Dinormen. Das Bestreben, zu einem einheitlichen deutschen Normenwesen zu gelangen, hat zu einem Übereinkommen zwischen den drei Wehrmachtteilen und dem deutschen Normenausschuß geführt. Danach wird in Zukunft ein großer Teil der neuen Normen dieser Wehrmachtteile unter DIN-Nummern herauskommen. Der deutsche Normenausschuß hat für diese Blätter die DIN-Nummerngruppe 92 001 bis 99 999 zur Verfügung gestellt. Von den bereits bestehenden Wehrmachtnormen werden alle, die allgemeine Bedeutung haben (z. B. Seegerringe, Kerbstifte, Spannstifte usw.) oder die durch ihre Ähnlichkeit mit anderen Normen zu Schwierigkeiten geführt haben, in Dinormen überführt. Die übrigen Wehrmachtnormen bleiben zunächst in ihrer jetzigen Gestalt bestehen.

NACA-Jahresbericht 1940. Der 26. Rechenschaftsbericht des National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) für 1940 enthält keine Einzelheiten über die Arbeiten der Anstalt. In allgemeinen Worten wird die Tätigkeit des NACA mit den hauptsächlichsten Entwicklungen des letzten Jahres in Verbindung gebracht. Zur Erreichung höherer Fluggeschwindigkeiten wurden besondere Forschungsarbeiten sowohl an heutigen Militärflugzeugen wie auch an Versuchsmustern, zum Teil im Großwindkanal in Langley Field, ausgeführt. Aus dem Wunsch nach erhöhter Geschwindigkeit resultierte das Bedürfnis nach stärkeren Triebwerken: Während Jagdflugzeuge noch vor Jahresfrist mit Triebwerken von 1000 HP ausgerüstet wurden, werden sie heute für solche der doppelten Leistung entworfen. Die Erhöhung der Fluggeschwindigkeit, der Gipfelhöhe, der Einbau größerer und schwererer Triebwerke, von Panzerung und verstärkter Bewaffnung führte zu größeren und vor allem zu schwereren Flugzeugen und damit zu einer sich eindeutig zeigenden Erhöhung der Flächenbelastungen. Infolge der durch Armee und Seefliegerei geforderten hohen Geschwindigkeiten wurden vom NACA Forschungsarbeiten über die Konstruktionsbedingungen für den Flug in der Nähe der Schallgeschwindigkeit durchgeführt. Im Schnellflug-Windkanal des Langley Field Laboratoriums (Windgeschwindigkeit 800 km/h) wurden Flugzeugbauteile aller Art untersucht, um den Widerstandszuwachs infolge des Kompressibilitätseinflusses bei örtlichen Geschwindigkeitssteigerungen zu studieren. Die erhöhten Flächenbelastungen brachten die Notwendigkeit mit sich, das Studium auftrieberhöhender Landehilfen und neuer Anlagen zur Quersteuerung der Flugzeuge, bedingt durch Landeklappen über die ganze Spannweite, weiterzuführen. Andere Versuche widmeten sich der Verbesserung von Flugzeugbauteilen wie Triebwerksverschalungen, und besondere Aufmerksamkeit wurde dem Entwurf von Kühlanlagen, dem versenkten Einbau von Tunnelkühlern und Kühlluftkanälen für die Triebwerkhilfsgeräte geschenkt. Als eine weitere Haupttätigkeit des NACA im vergangenen Jahr ist die beschleunigte Ausgestaltung der im Jahre 1939 begonnenen aerodynamischen Versuchsanstalt „Ames Aeronautical Laboratory" in Moffet Field, von der vorläufig erst die Abteilung für Flugversuche in Betrieb genommen werden konnte, und der Bau der neuen Triebwerksforschungsanstalt in Cleveland (O.) genannt.

Forschung und Ausbildung in Brasilien. Der brasilianische Präsident *Vargas* verfügte die Bereitstellung eines Sonderkredits, der zum Bau aerodynamischer Forschungsanlagen dienen soll. — Eine brasilianische Technische Luftwaffenschule, die den Unteroffiziersnachwuchs für Heeresluftwaffe und Seefliegerei sicherstellen soll, wurde kürzlich eröffnet. Daneben verfügte der brasilianische Luftfahrtminister die Eröffnung einer Höheren Luftfahrtschule, in der der Offiziersnachwuchs für Heeresluftwaffe und Seefliegerei gemeinsam herangebildet werden soll. Die bisher getrennten Heeres- und Seefliegerschulen wurden aufgelöst.

Persönliches aus der Luftfahrttechnik

***Professor Dr.-Ing. E. h. Dr. phil. h. c. Conrad Matschoß** wurde am 9. Juni 1941 70 Jahre alt. Matschoß ist als Direktor des Vereins Deutscher Ingenieure und als Historiker der Technik weithin bekanntgeworden. Geboren in Neutomischel in Posen, war er nach dem Studium des Maschinenbaus mehrere Jahre als Ingenieur und als Lehrer an Gewerbeschulen tätig. Schon in dieser Zeit entsand sein erstes historisches Werk „Die Geschichte der Dampfmaschine", das die Grundlage bildete für das später im Auftrage des Vereins Deutscher Ingenieure geschriebene zweibändige Werk „Entwicklung der Dampfmaschine".*

1906 trat Matschoß in den Dienst des Vereins Deutscher Ingenieure, war 1916 bis 1935 Direktor des Vereins und gehört ihm seither als Mitglied des Vorstandes an. Dem Ausbau des technischen Schulwesens, der Pflege der technisch-wissenschaftlichen Gemeinschaftsarbeit der Ingenieure, der Förderung des Ingenieurstandes und der eines Berufsethos hat er mit voller Hingabe gedient. Sein Lieblingsgebiet war die Technikgeschichte, die er zu einer wissenschaftlichen Disziplin zu entwickeln seit je bestrebt war. Schon 1909 erhielt er als erster einen Lehrauftrag, 1915 eine Professur für Geschichte der Technik und Industrie an der TH. Berlin.

Von der großen Zahl seiner Veröffentlichungen seien hier genannt: „Werner Siemens, Lebensbild und Briefe", „Preußens Gewerbeförderung und ihre großen Männer", „Geschichte des Zahnrades", „Große Ingenieure", „Männer der Technik" und die 1909 gegründeten „Beiträge zur Geschichte der Technik und Industrie", die er — seit 1933 unter dem Titel „Technikgeschichte" — noch heute herausgibt.

***Professor Dr.-Ing. Arthur Pröll** wurde am 5. Juni 65 Jahre alt. Geboren in Bad Gastein war er nach einem Studium des Maschinenbaus in Graz und Berlin zunächst Assistent an der TH. Graz und dann Konstruktionsingenieur im Schiff- und Maschinenbau. 1904 kehrte er zur Hochschullaufbahn zurück und wurde Assistent an der TH. Danzig, wo er sich 1909 für das Fach „Technische Mechanik" habilitierte. Seit 1913 ist er Professor für technische Mechanik mit einem Lehrauftrag für flugtechnische Aeromechanik an der TH. Hannover und leitet seit 1934 das Institut für Aeromechanik und Flug-*

technik an der gleichen Hochschule. Aus seiner Schule ist eine große Reihe hervorragender Ingenieure der Luftfahrttechnik hervorgegangen. Pröll ist korrespondierendes Mitglied der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung seit ihrer Gründung.

Professor Dr.-Ing. Heinrich Triebnigg *vollendet am 11. Juni sein 45. Lebensjahr. Geboren in Marburg an der Drau nimmt er nach der Reifeprüfung aktiv am Weltkrieg teil, zunächst als Artillerist, seit 1917 als Fliegerbeobachter, Artillerieflieger und Luftbildflieger. Nach dem Weltkriege studierte er an der TH. Graz Maschinenbau, wo er später als Assistent zum Dr.-Ing. promoviert wurde. 1925 bis 1935 arbeitete Triebnigg, zum Teil in führender Stellung, in der Motorenindustrie. 1936 wurde er zum Ordentlichen Professor an der Technischen Hochschule Berlin berufen und zugleich Leiter der Fachrichtung Luftfahrt in der Fakultät für Maschinenwesen. Für die Forschungsabteilung des Reichsluftfahrtministeriums ist er seit Jahren als wissenschaftlicher Mitarbeiter tätig. Triebnigg ist Ordentliches Mitglied der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung seit ihrer Gründung.*

Wehrwirtschaftsführer Dr.-Ing. Heinrich Klein, *Abteilungsdirektor bei der Rheinmetall-Borsig A.-G., beging am 2. Juni seinen 40. Geburtstag. Dr.-Ing. Klein hat sich durch neuartige Erkenntnisse in der inneren und äußeren Ballistik und in der Waffenkonstruktion einen Namen gemacht. Er hat eine Reihe ballistischer Meßverfahren entwickelt und auf dem Gebiet der Bombenkonstruktion und -ballistik systematische Versuchs- und Entwicklungsarbeiten durchgeführt. Klein ist Korrespondierendes Mitglied der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung seit ihrer Gründung. In Anerkennung seiner Arbeiten verlieh ihm die Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung im Jahre 1940 die Lilienthal-Denkmünze.*

Dr. phil. Kurt Krüger *wurde unter Ernennung zum Ordentlichen Professor der Lehrstuhl für Luftfahrtmeßtechnik an der Luftkriegsakademie Gatow übertragen.*

Zum Oberstingenieur *wurden am 1. Juni 1941 mit Rückwirkung vom 1. April ernannt: Fl.-Oberstabsing. Wendland, RLM, Fl.-Oberstabsing. Schulte, RLM, und Fl.-Oberstabsing. Dr.-Ing. Repenthin, Luftgauingenieur in Breslau.*

BÜCHERSCHAU

Luftfahrt-Lehrbücherei Bd. 18 bis 22: Die deutschen Flugmotoren. Verlag: Dr. M. Matthiesen & Co., Berlin 1940.

Bd. 18: **Jumo 205.** Bearbeitet von Ing. Otto Leib. 39 Seiten mit 31 Abbildungen. Preis: kart. 1,20 RM.

Bd. 19: **SAM 322.** (Vgl. N. 1, S. 32.)

Bd. 20: **Argus As 10 C,** As 10 E, As 401. Bearbeitet von Dr. Karl Krieger. 32 Seiten mit 29 Abbildungen. Preis: kart. 1,20 RM.

Bd. 21: **DB 600** (DB 601). (Vgl. N. 1, S. 32.)

Bd. 22: **BMW 6.** Bearbeitet von Dr. Karl Krieger. 36 Seiten mit 27 Abbildungen. Preis: kart. 1,20 RM.

Der hochentwickelte deutsche Flugmotorenbau hat schon zahlreiche Motorenmuster der verschiedenen Bauarten und Leistungsklassen hervorgebracht, die Weltgeltung erlangt haben. Die Luftfahrt-Lehrbücherei hat sich die Aufgabe gestellt, mit ihrer Schriftenreihe „Die deutschen Flugmotoren" anschauliche Kurzbeschreibungen dieser Motorenmuster für den Fliegernachwuchs und zur allgemeinen Unterrichtung herauszugeben. Auch die vorliegenden Bändchen behandeln drei durch langjährigen erfolgreichen Einsatz bekanntgewordene Flugmotoren, nämlich
Jumo 205, den einzigen bisher im planmäßigen Luftverkehr in größerem Umfang eingesetzten Dieselflugmotor der Welt, **Argus As 10 C,** den bewährten luftgekühlten Sport- und Schulmotor in Reihen-V-Form mit hängenden Zylindern (bzw. seine Weiterentwicklungen As 10 E und As 401) und **BMW 6,** den zuverlässigen, unempfindlichen Reihen-V-Motor, der als Endglied der älteren Entwicklung flüssigkeitsgekühlter Flugmotoren — vorm Erscheinen unserer heutigen Hochleistungsmotoren — wertvolle Dienste in der Vorentwicklung schneller Flugzeugmuster leistete.

Die Verfasser haben auf gedrängtem Raum die Betriebskennwerte dieser Motorenmuster sowie Aufbau und Wirkungsweise ihrer hauptsächlichen Bauteile und Hilfsgeräte leichtverständlich beschrieben. Die Anschaulichkeit wird dabei durch zahlreiche Bilder (beim Jumo 205 auch durch räumliche Darstellungen der Sonderbauweise) sehr unterstützt. *K. Brode.*

Umschlag:

Bei dem Kampf um Kreta haben sich die Transport-Verbände der deutschen Luftwaffe erneut außerordentlich bewährt. Hier hat eine Ju 52 den Fallschirmjägern Krafträder und Munition gebracht



Bild: PK-Jesse-PBZ

INHALT

Hauptschriftleiter: O. Hollbach, z. Z. im Wehrdienst. Vertretung: K. Simon, Hauptschriftleiter i. N., Berlin-Zehlendorf. Zuschriften an die Schriftleitung unter: Berlin SW 68, Kochstr. 5. Fernruf: 19 45 00. Anzeigenleiter und verantwortlich für den Inhalt der Anzeigen: P. Falkenberg, Berlin W 62. Zur Zeit gilt Anzeigen-Preisliste Nr. 7. Druck: Ernst Siegfried Mittler und Sohn, Buchdruckerei, Berlin. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin SW 68.


+100°
-80°
MATERIAL-PRÜFSCHRÄNKE FÜR
Wechsel-
TEMPERATUREN
VON +100° bis -80°
KÜHLAUTOMATEN FÜR GEWERBE UND INDUSTRIE
WIEGAND
Joh. Alfred Richter
BERLIN SO 36 • SCHLESISCHE STRASSE 6
FERNRUF: 68 26 77 / 68 26 57


Linde
VERSUCHS-KÜHLSCHRÄNKE
für LABORATORIEN und PRÜFSTÄNDE
zur Prüfung des Verhaltens von Werk- und Betriebsstoffen, feinmechanischen Geräten usw. bei tiefen Temperaturen
NORMAL-AUSFÜHRUNGEN FÜR TEMPERATUREN
VON MINUS 20 BIS MINUS 60 GRAD CELSIUS
GESELLSCHAFT FÜR LINDE'S EISMASCHINEN A.G.
ABTEILUNG KLEINKÄLTEMASCHINEN · SURTH BEI KÖLN


Nach
jedem
Fluge
schnell
zur
Hand -
NOGRA
HOCHLEISTUNGS -
ABSCHMIERPRESSEN
NOGRA-
GERÄTE FÜR KRAFT-UND LUFTFAHRT
DIPL. ING. R. NÖLLE, BERLIN NW 7
FRIEDRICHSTRASSE 110, HAUS DER TECHNIK, TEL. 42 80 61


G
Geräte für mechanische
und hydraulische Betätigung
Spezial-Präzisions-Massenteile
Behälter aller Art und Aggregate
aus Stahl und Leichtmetallblech
für die Luftfahrt-, Kraftfahrzeug-,
Motoren- und verwandte Industrie
Dr. Gaspary & Co. Aktiengesellschaft
Markranstädt - Leipzig

1942

Wer an die Zukunft denkt

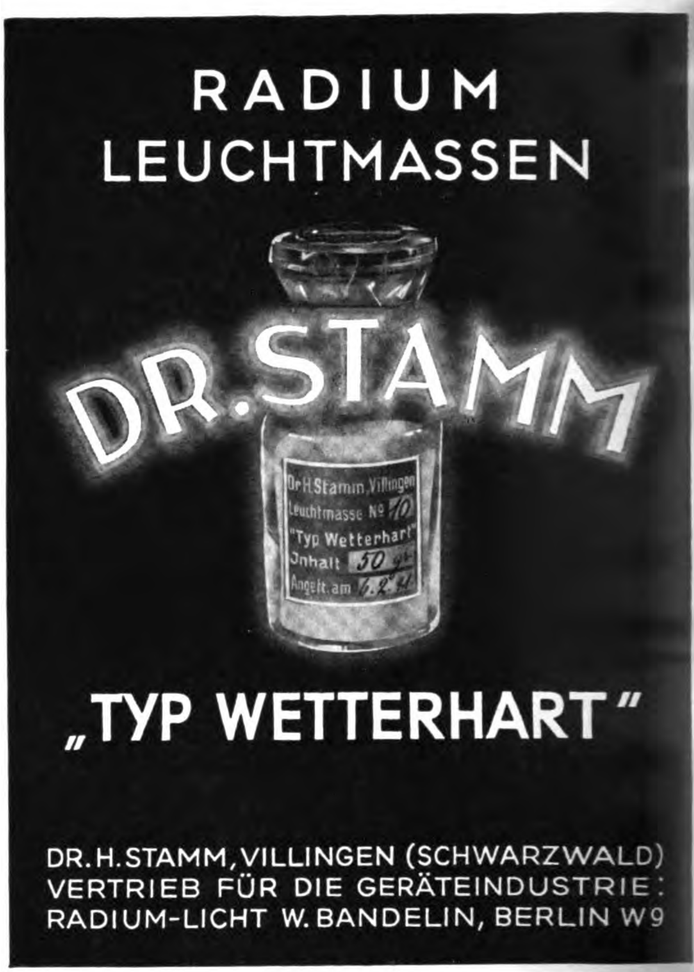
wird große Aufgaben vor sich sehen, die neuzeitliche Arbeitsmittel erfordern. Der Verantwortliche hält heute schon Ausschau nach fleißigen Helfern — und sein Blick fällt auf den Roto-Vervielfältiger, der in tausenden Büros treu und zuverlässig dient.

Wer ihn kennt, schätzt ihn.

Roto-Werke AG.
Königslutter

ROTO

vervielfältigt mühelos!





Das wichtige Werk zur Luftkriegführung

Der Aufklärungsflieger

Seine Aufgaben und Leistungen und die Überraschung im Kriege. Von Major Erwin Gehrts. Mit Abbildungen im Text und auf Tafeln. 1939. Kartoniert RM 2,80.

In jeder Buchhandlung erhältlich

VERLAG E. S. MITTLER & SOHN · BERLIN SW 68

Strömungsfachleute

DIPLOMINGENIEURE
INGENIEURE
PHYSIKER

zur Bearbeitung von Luftschrauben-, Kühler- und Triebwerkseinbaufragen gesucht.

Es handelt sich sowohl um selbständige, ausbaufähige Stellungen als auch um Anfängerstellungen. Bewerbungen mit Lichtbild, Lebenslauf und Zeugnisabschriften unter Angabe der Gehaltsansprüche und des frühesten Eintrittstermins sind zu richten an

Luftfahrtforschungsanstalt Hermann Göring
Braunschweig, Postschließfach 390



sucht

HERREN, die Mathematik oder Physik studiert haben
Kennziffer 541/1

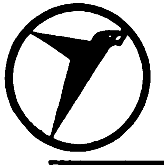
zur Bearbeitung von Aufgaben aus der praktischen u. theoretischen Aerodynamik. Spezielle Vorkenntnisse sind nicht erforderlich. Einarbeitung erfolgt.

DIPLOM-INGENIEURE
und **INGENIEURE** Kennziffer 541/2
sowie ausgebildete Aerodynamiker zur Bearbeitung folgender Aufgaben:

Triebwerksentwurf (konstruktive Neigungen und Fähigkeiten erwünscht), Flugeigenschaften, Lastannahmen, Flugleistungen.

Bewerbungen mit Lichtbild, Lebenslauf, Zeugnisabschriften, Angabe der Gehaltsansprüche sowie des frühesten Eintrittstermins sind zu richten an die

Gefolgschaftsabteilung der
ARADO FLUGZEUGWERKE G.M.B.H.
BRANDENBURG / HAVEL



MESSERSCHMITT A.G. · AUGSBURG

Wir suchen für unsere Abteilung Flugerprobung einen selbständigen

SACHBEARBEITER

für interessante Versuchstätigkeit auf dem Gebiet der Flugeigenschaften. Die Bewerber müssen in der Lage sein, neben der Durchführung und Vorbereitung von Flugmessungen auch auf dem Gebiete der Weiterentwicklung selbständig zu arbeiten.
Bewerbungen mit Lebenslauf, Lichtbild, Zeugnisabschriften, Angabe der Gehaltsansprüche und des frühesten Eintritttermins erbeten unter Kennziffer Me 105 an die

Personalabteilung der Messerschmitt A.G. · Augsburg

DIPLOM-INGENIEUR

Fachrichtung Luftfahrzeugbau

als Dozent

für die reichsanerkannte Ingenieurschule der Seestadt Wismar gesucht. 5jährige Praxis und Lehrbefähigung erforderlich. Bei Befähigung erfolgt Übernahme als Beamter in Besoldungsgruppe A 2 c 2

Bewerbungen mit Lebenslauf, Zeugnisabschriften, Lichtbild, Nachweis der arischen Abstammung an den Oberbürgermeister der Seestadt Wismar

---

Richard von Kehler & Sohn
G. m. b. H.
Berlin · Fernruf: 89 80 26

Fallschirme
Rettungs-Schlauchboote

DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN



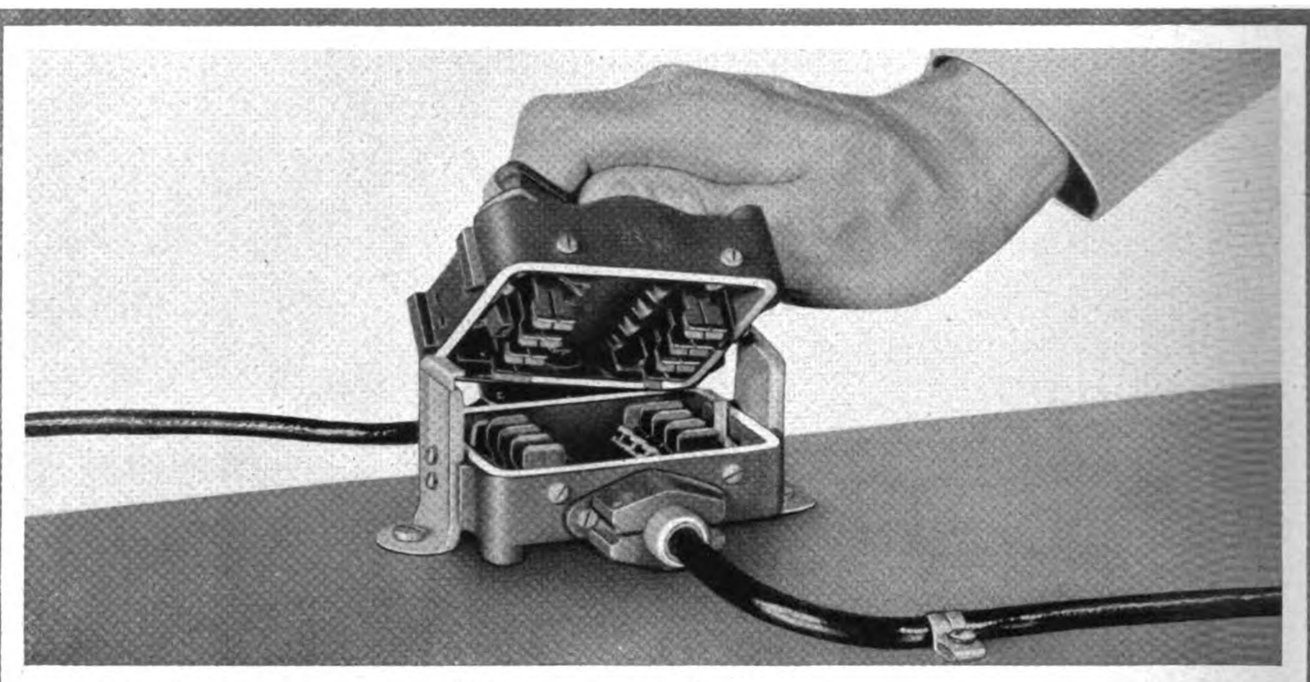
8

VERLAG E. S. MITTLER & SOHN BERLIN PREIS RM 1,– IM AUSLAND RM 1,50




ASKANIA
ASKANIA-WERKE
BERLIN-FRIEDENAU
5864


Digitized by Google






SIEMENS
ANLAGEN FÜR DEN LUFTVERKEHR
Fahrbare Flugplatz-Beleuchtungsanlagen
mit
Landebahnscheinwerfer · Umrandungsfeuern
Hindernisleuchten · Windanzeiger
Startbahnleuchten · Ansteuerungsfeuer
SIEMENS-SCHUCKERTWERKE AG · BERLIN-SIEMENSSTADT

Atemschutz

- über Tag
- unter Tag
- im Wasser
- in Höhen

DRÄGER

DRÄGERWERK HEINR. & BERNH. DRÄGER **LÜBECK**

ZWEIGBÜROS: BERLIN W 35 · ESSEN-RUHR · BEUTHEN OS · MÜNCHEN 13

FUESS



Flugzeug-Bordgeräte

Feinhöhenmesser, Grobhöhenmesser, Fein-Grob-Höhenmesser, Höhenschreiber, Fahrtschreiber, Ladedruckmesser, Ladedruckschreiber, Differenzdruckschreiber, Temperaturschreiber, Luftthermometer



Vollständige

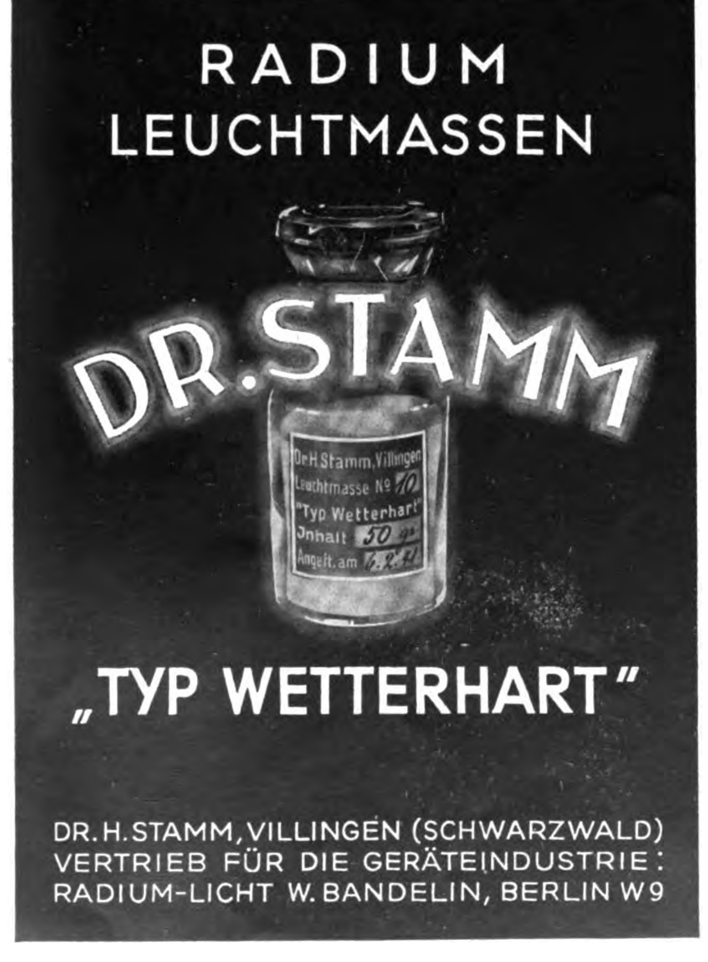
Wetterdienst-Ausrüstungen

für Flughäfen



R. FUESS, BERLIN-STEGLITZ

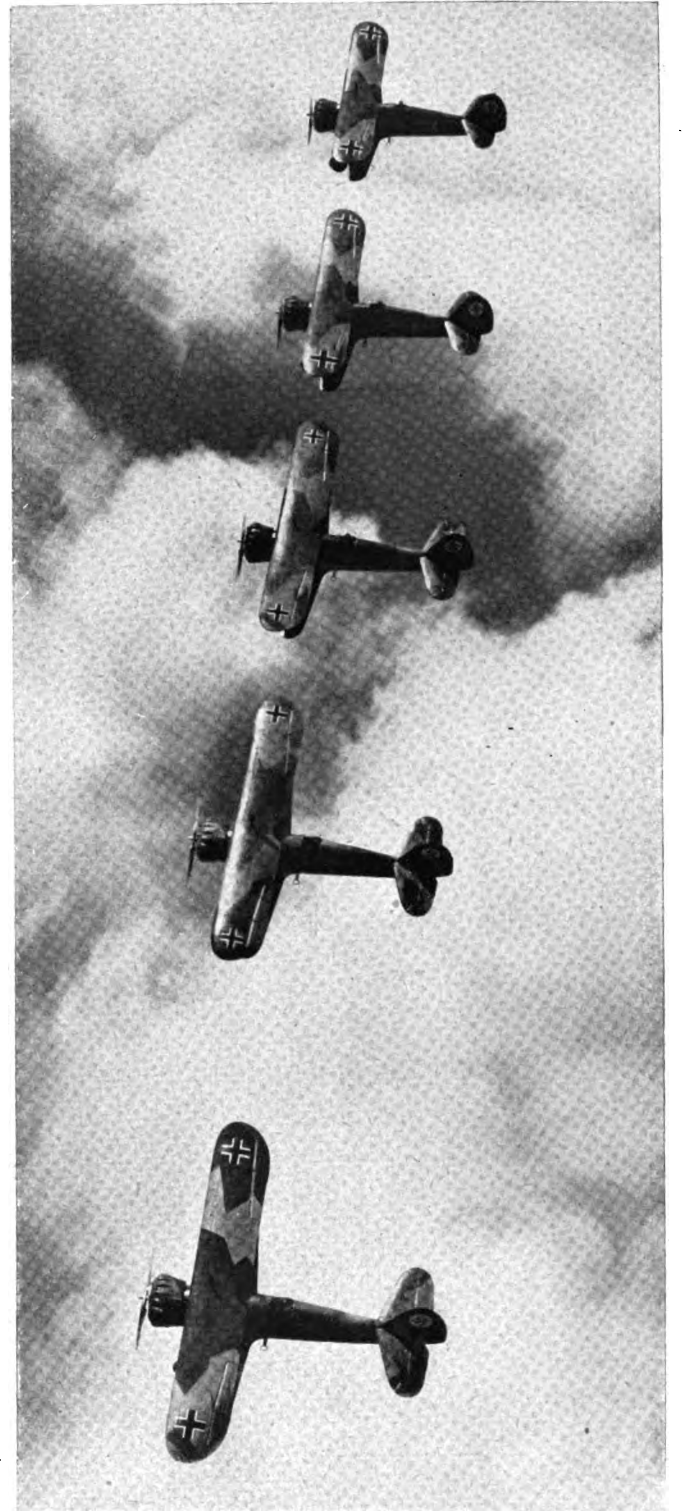

ELEKTRIZITÄT
IM FLUGZEUG
Zuverlässiges Arbeiten der Flugzeugorgane
Unabhängigkeit von Luftdruck und Temperatur
Unempfindlichkeit gegen Vereisung der Geräte
Einfachste Bedienung und Wartung
LGW
HAKENFELDE



RADIUM
LEUCHTMASSEN
DR. STAMM
Dr. H. Stamm, Villingen
Leuchtmasse Nº 10
"Typ Wetterhart"
Inhalt 50
„TYP WETTERHART"
DR. H. STAMM, VILLINGEN (SCHWARZWALD)
VERTRIEB FÜR DIE GERÄTEINDUSTRIE:
RADIUM-LICHT W. BANDELIN, BERLIN W9



TEXTILWERKE
S. HENKING
Hochleistungs-
Fallschirme
für Personen und Lasten
STAMMWERK
BERLIN-TEMPELHOF
Friedrich-Wilhelmstr. 52-56





Ein besonderes Beispiel für die vielseitige Anwendungsmöglichkeit und Bewährung des Duralumin bildet diese 200 kg Delmag-Explosions-Pfahlramme. Die auf dem Bilde erkennbaren Zugstangen, welche zu den wichtigsten Teilen dieser Maschine gehören und schwerer Beanspruchung ausgesetzt sind, werden aus Duralumin angefertigt. Im Gegensatz zu dem vorher hierzu verwendeten Stahl, haben die Zugstangen aus Duralumin, infolge der größeren Arbeitsaufnahmefähigkeit des Duralumin im rein elastischen Bereich, eine weit längere Lebensdauer.

DÜRENER METALLWERKE A.G.

Hauptverwaltung Berlin-Borsigwalde



EC-FLUGZEUGRÄDER aus Elektron (Magnesium)-Guß mit mechanischen, hydraulischen und Luftdruck-Bremsen, Bremsbetätigungen.

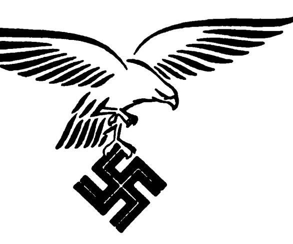
EC-SPORNRÄDER aus Elektron-Preßguß, geteilt, mit Flachbettfelge.

EC-FLUGZEUGBEINE mit Luft-Öl-Dämpfung, EC-Schraubenfederbeine, EC-Ringfederbeine, EC-Einbeinfahrgestelle, EC-Gabelfahrwerke, EC-Spornfederungen mit Rad oder Kufe und automatischer Rückführung.

EC-FLUGMOTORKOLBEN (Bauart MAHLE), schmiedegepreßt u. gegossen, in den verschiedensten Bauarten, Größen und Legierungen.

EC-SPALTFILTER, EC-SPRITZGUSS für Bordinstrumente und Zellenteile.

Elektron-Co mbH. Bad Cannstatt · Berlin-Spandau · Wien



DEUTSCHE LUFTWACHT



MIT MITTEILUNGEN DER DEUTSCHEN AKADEMIE DER LUFTFAHRTFORSCHUNG
UND DER LILIENTHAL-GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRTFORSCHUNG

Herausgegeben unter Mitwirkung des Reichsluftfahrtministeriums. Hauptschriftleitung: Otto Hollbach

Luftwissen, Band 8 — N 7, S 201/232 — Berlin, Juli 1941

Die deutsche Wehrmacht sichert Europa

Zum 22. Juni 1941, dem denkwürdigen Tag, an dem die deutsche Wehrmacht zum Kampf für die Zukunft des Reiches antrat, erließ der Führer und Oberste Befehlshaber der Wehrmacht folgenden Tagesbefehl:

Deutsche Soldaten! Von schweren Sorgen bedrückt, zu monatelangem Schweigen verurteilt, ist nun die Stunde gekommen, in der ich endlich offen sprechen kann. Als das Deutsche Reich am 3. September 1939 die englische Kriegserklärung erhielt, wiederholte sich aufs neue der britische Versuch, jeden Beginn einer Konsolidierung und damit eines Aufstiegs Europas durch den Kampf gegen die jeweils stärkste Macht des Kontinents zu vereiteln. So hat England einst in vielen Kriegen Spanien zugrunde gerichtet. So führte es seine Kriege gegen Holland. So bekämpfte es mit Hilfe von ganz Europa später Frankreich. Und so begann es um die Jahrhundertwende die Einkreisung des damaligen Deutschen Reiches und im Jahr 1914 den Weltkrieg. Nur durch seine innere Uneinigkeit ist Deutschland im Jahre 1918 unterlegen. Die Folgen waren furchtbar. Nachdem man erst heuchlerisch erklärte, allein gegen den Kaiser und sein Regime gekämpft zu haben, begann man nach der Waffenniederlegung des deutschen Heeres mit der planmäßigen Vernichtung des Deutschen Reiches. Während sich die Prophezeiungen eines französischen Staatsmannes, daß in Deutschland 20 Millionen Menschen zuviel seien, d. h. durch Hunger, Krankheiten oder Auswanderung beseitigt werden müßten, scheinbar wörtlich erfüllten, begann die nationalsozialistische Bewegung ihr Einigungswerk des deutschen Volkes und damit den Wiederaufstieg des Reiches einzuleiten.

Diese neue Erhebung unseres Volkes aus Not, Elend und schmählicher Mißachtung stand im Zeichen einer rein inneren Wiedergeburt. Besonders England wurde dadurch nicht berührt oder gar bedroht. Trotzdem setzte die neue haßerfüllte Einkreisungspolitik gegen Deutschland augenblicklich wieder ein. Innen und außen kam es zu jenem uns bekannten Komplott zwischen Juden und Demokraten, Bolschewisten und Reaktionären mit den einzigen Zielen, die Errichtung des neuen deutschen Volksstaates zu verhindern, das Reich erneut in Ohnmacht und Elend zu stürzen. Neben uns traf der Haß dieser internationalen Weltverschwörung jene Völker, die ebenso vom Glück übersehen, im härtesten Daseinskampf das tägliche Brot zu verdienen gezwungen waren. Vor allem Italien und Japan wurde der Anteil an den Gütern dieser Welt genau so wie Deutschland bestritten, ja förmlich verboten. Der Zusammenschluß dieser Nationen war daher nur ein Akt des Selbstschutzes gegenüber der sie bedrohenden egoistischen Weltkoalition des Reichtums und der Macht ...

Der Führer schildert dann, wie schwere Überwindung es ihm 1939 kostete, seinen Minister nach Moskau zu schicken, um damit der britischen Einkreisungspolitik gegen Deutschland entgegenzuarbeiten und wie die Machthaber im Kreml sehr bald den Vertrag zwischen Deutschland und der UdSSR. zu immer neuen Erpressungen auszunutzen suchten. Im Tagesbefehl zum 22. Juni heißt es dann weiter:

Wenn es aber eines letzten Beweises für die trotz aller Ablenkung und Tarnung inzwischen eingetretene Koalition zwischen England und Sowjetrußland bedurft hätte, dann hat sie der jugoslawische Konflikt erbracht. Während ich mich bemühte, einen letzten Versuch zur Befriedung des Balkans zu unternehmen und in verständnisvoller Zusammenarbeit mit dem Duce Jugoslawien einlud, dem Dreierpakt beizutreten, organisierten in gemeinsamer Arbeit England und Sowjetrußland jenen Handstreich, der die damalige verständigungsbereite Regierung in einer Nacht beseitigte. Denn es kann heute dem deutschen Volke mitgeteilt werden: Der serbische Handstreich gegen Deutschland fand nicht etwa nur unter englischen, sondern im wesentlichen unter sowjetrussischen Fahnen statt. Da wir auch dazu schwiegen, ging aber nunmehr die sowjetrussische Führung noch einen Schritt weiter. Sie organisierte nicht nur den Putsch, sondern sie hat wenige Tage später mit den ihr ergebenen neuen Kreaturen das bekannte Freundschaftsabkommen getroffen, das bestimmt war, die Serben in ihrem Widerstandswillen gegen die Befriedung des Balkans zu stärken und gegen Deutschland aufzustacheln. Und dies war keine platonische Absicht: Moskau forderte die Mobilisierung der serbischen Armee. Da ich auch jetzt noch glaubte, lieber nicht zu reden, gingen die Machthaber des Kremls noch einen Schritt weiter:

Die deutsche Reichsregierung besitzt heute die Unterlagen, aus denen erwiesen ist, daß Rußland, um Serbien endgültig in den Kampf zu bringen, die Zusicherung gab, über Saloniki Waffen, Flugzeuge, Munition und sonstiges Kriegsmaterial gegen Deutschland zu liefern. Und das geschah fast im selben Augenblick, als ich selbst noch dem japanischen Außenminister Dr. *Matsuoka* den Rat gab, mit Rußland eine Entspannung herbeizuführen, immer in der Hoffnung, damit dem Frieden zu dienen. Nur der schnelle Durchbruch unserer unvergleichlichen Divisionen nach Skoplje sowie die Einnahme von Saloniki selbst haben die Absichten dieses sowjetrussisch-angelsächsischen Komplotts verhindert. Die serbischen Fliegeroffiziere aber flogen nach Rußland und wurden dort sofort als Verbündete aufgenommen.



Der Sieg der Achsenmächte auf dem Balkan allein hat zunächst den Plan vereitelt, Deutschland in diesem Sommer in monatelange Kämpfe im Südosten zu verstricken und unterdessen den Aufmarsch der sowjetrussischen Armeen immer mehr zu vollenden, ihre Kriegsbereitschaft zu verstärken, um dann gemeinsam mit England und unterstützt durch die erhofften amerikanischen Lieferungen das Deutsche Reich und Italien ersticken und erdrücken zu können. Damit hat Moskau die Abmachungen unseres Freundschaftsabkommens nicht nur gebrochen, sondern in erbärmlicher Weise verraten. Und dies alles, während die Machthaber des Kremls bis zur letzten Minute nach außen hin genau wie im Falle von Finnland oder Rumänien Frieden und Freundschaft heuchelten und scheinbar harmlose Dementis verfaßten.

Wenn ich aber bisher durch die Umstände gezwungen war, immer wieder zu schweigen, so ist jetzt der Augenblick gekommen, wo ein weiteres Zusehen nicht nur eine Unterlassungssünde, sondern ein Verbrechen am deutschen Volk, ja an ganz Europa wäre. Heute stehen rund 160 russische Divisionen an unserer Grenze. Seit Wochen finden dauernd Verletzungen dieser Grenze statt, nicht nur bei uns, sondern ebenso im hohen Norden wie in Rumänien. Russische Flieger machen es sich zum Vergnügen, unbekümmert einfach diese Grenzen zu übersehen, um uns wohl dadurch zu beweisen, daß sie sich bereits als die Herren dieses Gebietes fühlen. In der Nacht vom 17. zum 18. Juni haben wieder russische Patrouillen auf deutsches Reichsgebiet vorgefühlt und konnten erst nach längerem Feuergefecht zurückgetrieben werden. Damit aber ist nunmehr die Stunde gekommen, in der es notwendig wird, diesem Komplott der jüdisch-angelsächsischen Kriegsanstifter und der ebenso jüdischen Machthaber der bolschewistischen Moskauer Zentrale entgegenzutreten.

In diesem Augenblick vollzieht sich ein Aufmarsch, der in Ausdehnung und Umfang der größte ist, den die Welt bisher gesehen hat. Im Verein mit finnischen Kameraden stehen die Kämpfer des Sieges von Narvik am Nördlichen Eismeer. Deutsche Divisionen unter Befehl des Eroberers von Norwegen schützen gemeinsam mit den finnischen Freiheitshelden unter ihrem Marschall den finnischen Boden. Von Ostpreußen bis zu den Karpaten reichen die Formationen der deutschen Ostfront. An den Ufern des Pruth, am Unterlauf der Donau bis zu den Gestaden des Schwarzen Meeres vereinen sich unter dem Staatschef *Antonescu* deutsche und rumänische Soldaten.

Die Aufgabe dieser Front ist daher nicht mehr der Schutz einzelner Länder, sondern die Sicherung Europas und damit die Rettung aller.

Deutsche Soldaten! Damit tretet ihr in einen harten und verantwortungsschweren Kampf. Denn: Das Schicksal Europas, die Zukunft des Deutschen Reiches, das Dasein unseres Volkes, liegen nunmehr allein in eurer Hand. Möge uns allen in diesem Sinne der Herrgott helfen!

Adolf Hitler.

Berlin, 22. Juni 1941

Der Luftkrieg im Juni 1941

Wenn man heute rückschauend die ersten Tage des Juni 1941 überblickt, muß man feststellen, daß diese von einer britischen Aktivität erfüllt waren, die bei der sonst üblichen englischen Kriegführung erstaunen könnte. Nachdem Kreta von den letzten versprengten britisch-griechischen Truppen gesäubert war und die deutsche Luftwaffe begann, von diesem neugewonnenen Stützpunkt aus die zwei letzten Bollwerke der Royal Navy im Ostmittelmeer, Alexandrien und Haifa, mit steigendem Erfolg anzugreifen, fühlte man sich in London verpflichtet, auch etwas zu unternehmen. In Syrien und in der Cyrenaika glaubte man geeignete Ansatzpunkte für englische Angriffe zu finden. In Syrien ist der Kampf heute zwar zu Ende, wenn auch der beabsichtigte britische „Blitzkrieg" gegen die zahlenmäßig weit unterlegenen französischen Verteidiger nicht sehr überzeugend verlief; in der Cyrenaika aber verlor England eine Schlacht, die mit ihren Folgen das kriegerische Geschehen in Nordafrika weitgehend beeinflussen kann. Vor allem unter den vernichtenden Schlägen der deutschen Luftwaffe brach *Wavells* Vorstoß bei Sollum zusammen. Mit über 200 Panzern hatte er den Kern seiner motorisierten Divisionen verloren. Die Luftherrschaft der Achse verhinderte ihren Ersatz aus dem Mutterland auf dem kürzesten Weg. Der Nilarmee ist so für absehbare Zeit ihre Stoßkraft genommen.

Auch an der Kanalküste begann England nach langer Pause wieder mit Tagangriffen seiner Luftwaffe. Es lag wirklich kein Anzeichen dafür vor, daß sich seit den letzten blutigen Abfuhren der Briten in den Machtverhältnissen zur Luft irgend etwas geändert hätte. Die Ereignisse der Mittjunitage bestätigten, daß die deutsche Luftüberlegenheit Tatsache geblieben war. Tag für Tag feierte die deutsche Jagdwaffe Triumphe; 15, 20, 26 Briten wurden bei geringsten Eigenverlusten in wenigen Minuten abgeschossen und so alle Angriffsversuche noch lange vor Erreichen ihrer Ziele zerschlagen. Auch die Flakartillerie war an diesen Erfolgen maßgebend beteiligt.



Im Sturzkampfflugzeug über Tobruk. Die britische Entlastungsoffensive für Tobruk zerbrach an dem tapferen Widerstand der deutsch-italienischen Truppen

Bilder: (1) PK-Billhardt-PBZ, (1) PK-Oppitz-PBZ, (1) PK-Bill-Atlantic, (1) PK-Melichar-OKW, (2) PK-Meyer-OKW

Wenn man zunächst annehmen konnte, daß alle diese Versuche dem stark erschütterten britischen Prestige zuliebe unternommen wurden, das mit dem Fall Kretas einen bedenklichen Stoß erlitt, so belehrte der 22. Juni die Welt eines anderen. Als der deutsche Angriff gerade noch in letzter Stunde den geplanten sowjetischen Überfall zerstörte, beeilte sich Winston *Churchill* zu verkünden, daß schon lange zwischen Downingstreet und Kreml ein enges Einvernehmen bestehe und London über die Absichten der Bolschewisten genau unterrichtet gewesen sei. So finden alle englischen Aktionen in der ersten Junihälfte eine überraschende Begründung: Man wollte zunächst die Aufmerksamkeit von dem sowjetischen Aufmarsch ablenken, später aber — als man auf deutscher Seite an der Ostgrenze Vorbeugungsmaßnahmen ergriff — feststellen, wie sehr sich Deutschland an der Kanalfront entblößt habe. Zweifellos war man der Überzeugung, wenigstens in den nächsten Wochen leichtes Spiel zu haben, da es unfaßbar schien, daß die deutsche Wehrmacht dem Sowjetkoloß entsprechende Kampfmittel entgegenstellen und trotzdem auch an der Hauptfront gegen England nach wie vor ihre Überlegenheit wahren könne.

Aber man hatte sich wieder einmal getäuscht. Obwohl im Osten Schlachten entbrannten, die in ihren Ausmaßen alle vorherigen dieses Krieges noch übertrafen, konnte die deutsche Luftwaffe ihren Druck gegen England, seine überseeischen Zufuhren und seine Stützpunkte im Mittelmeer noch verstärken. Southampton, Liverpool, Hull, Industrieanlagen, Flugplätze und Häfen in Süd- und Mittelengland, Haifa und Alexandrien wurden mit starken Kräften angegriffen und erlitten schwere Beschädigungen; vor Tobruk versenkten deutsche Stukas am 25. Juni einen Leichten Kreuzer. Besonders empfindlich hat England die erfolgreiche Bekämpfung seiner Zufuhren aus der Luft getroffen, die auch nach dem 22. Juni nicht aussetzte und sich eher verschärfte. Allein durch die Luftwaffe wurden von diesem Tage an vernichtet: Am 22. Juni 11 000 BRT., am 24. Juni weitere 11 000 BRT., am 25. Juni 1500 BRT. und ein großer Tanker vor Tobruk, am 26. Juni 18 000 BRT., am 27. Juni 21 500 BRT. und am 28. Juni 14 800 BRT. Dabei beschränkten die deutschen Kampfflugzeuge ihre Aktionen durchaus nicht auf die küstennahen Gewässer um England. Wie das OKW. am 20. Juni meldete, gelang es einem Fernkampfflugzeug, 1100 km westlich von Cadiz einen Frachter von 3500 BRT. zu versenken.



Nachschub für das deutsche Afrika-Korps. In einem sizilianischen Hafen wird deutsche Flak-Artillerie nach Afrika verladen

Konnte so die Luftwaffe an der Kampffront gegen England erneut ihre Überlegenheit und darüber hinaus ihre überragende Stellung im neuzeitlichen Krieg beweisen, so wurden doch alle diese Erfolge noch in den Schatten gestellt durch das, was ihr gegen die UdSSR. zu vollbringen gelang. Eine Woche lang mußte sich das Oberkommando der Wehrmacht aus militärischen Gründen in Schweigen hüllen, bis am 29. Juni die Welt von Siegen erfuhr, die alles vorher Dagewesene übertrafen. Wenn wir hier den die Luftwaffe betreffenden Sektor herausgreifen, so ergibt sich folgendes Bild:

1. Bereits 24 Stunden nach Beginn der Kampfhandlungen hat sich die deutsche Luftwaffe die unbeschränkte Luftherrschaft im Osten erkämpft. An diesem ersten Tag wurden schon 1811 Feindflugzeuge entweder abgeschossen oder am Boden zerstört.

2. Am Abend des zweiten Kampftages hat sich die Zahl der vernichteten sowjetischen Flugzeuge auf 2582 erhöht. Damit sind nach nur 48 Stunden Kampfes der feindlichen Luftwaffe nicht wieder gutzumachende Schläge versetzt.

3. Die vor allem von zahllosen feindlichen Panzern getragenen Gegenangriffe werden mit von der Luftwaffe im Keime erstickt. Im Verlauf der ersten vier Kampftage werden durch Bomben und Bordwaffen deutscher Flieger 97 Sowjetpanzer außer Gefecht gesetzt.

4. Der Vormarsch über Luzk nach Osten und die Einkesselung zweier sowjetischer Armeen im Raum von Bialystok werden „besonders durch die Aufklärung der Luftwaffe und ihr todesmutiges Eingreifen gegen die aus der Tiefe immer neu herangeführten feindlichen Kräfte" — wie die 9. Sondermeldung des OKW. vom 29. Juni wörtlich feststellt — maßgeblich unterstützt. Sie gewährt den Heeresverbänden „unersetzliche Hilfe".

5. In den sieben ersten Kampftagen wurden durch Jäger, Kampfflugzeuge und Flak in der Luft und auf der Erde 4107 Sowjetflugzeuge vernichtet. Es ist völlig gleichgültig, wie hoch man den Effektivbestand der sowjetischen Luftwaffe bei Ausbruch der Feindseligkeiten beziffert. Von einem derartigen Schlag muß auch die gewaltigste Luftflotte in ihrem Bestand aufs schwerste erschüttert sein.

Stets war die Luftwaffe Moskaus ein Faktor gewesen, der in der europäischen und darüber hinaus in der Weltpolitik eine wichtige Rolle gespielt hat. Hatte man in Frankreich die Luftwaffe verschämt in eine schwere und eine leichte



Ein sowjetischer Flugplatz bei Lemberg unter der Wirkung eines deutschen Bombenangriffes. Eine große Anzahl Flugzeuge, die deutlich am Boden zu erkennen sind, wurde vernichtet

Kulturwelt entstehen, die seit Weltkriegsende von keinem Staatsmann der Welt unberücksichtigt bleiben konnte.

Ohne Zweifel hat auch die UdSSR. den Hauptteil ihrer gewaltigen Anstrengungen zur Industrialisierung des Riesenreiches der Wehrmacht und hier wieder der Luftwaffe zugutekommen lassen. Daß es wenigstens in diesem Fall gelungen war, tatsächlich Positives zu leisten, bewies der Spanienfeldzug, der auf der Seite der Sowjets nicht nur zahlenmäßig stärkste Luftwaffenverbände, sondern zu Beginn auch qualitativ durchaus neuzeitliche Leistungen der sowjetrussischen Luftfahrtindustrie zeigte. Die Erlebnisberichte deutscher Flieger der Legion Condor beweisen, daß besonders die Jäger J-16 (die „Ratas") bis zum Auftauchen der Me 109 recht beachtliche Gegner waren.

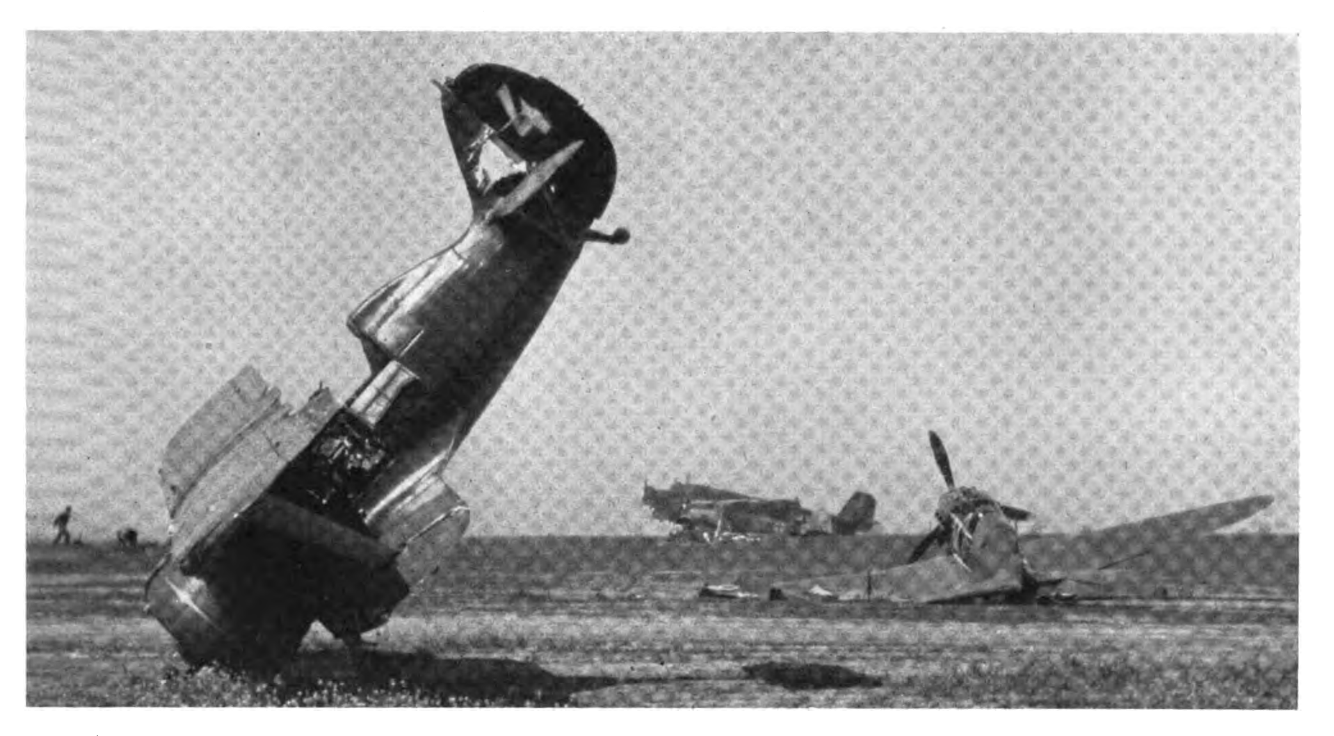
Vor allem die Sowjetbomber SB-2 und SB-1, die im Spanienkrieg zahlreich eingesetzt waren und hier häufig mit amerikanischen Martin-Bombern verwechselt und als solche bezeichnet wurden, bewiesen aber, daß sich die bolschewistischen Konstrukteure noch nicht auf eigenen Wegen bewegten. Man hatte größtenteils in den USA. nicht nur die Konstruktionszeichnungen, sondern gleichzeitig auch alle zur Serienfabrikation nötigen Werkzeugmaschinen gekauft und versuchte so, durch die Menge zu erreichen, was eigenem Konstruktionstalent versagt blieb. Was die Quantität anbelangt, gelang das zunächst auch. Haben England, Frankreich Italien, die Niederlande und die USA. 1931 noch

Luft-„Verteidigungs"-Flotte eingeteilt, so machten die Bolschewisten keinen Hehl daraus, daß ihre Luftwaffe in den Weltrevolutionsplänen eine gewichtige und nur offensive Rolle zu spielen habe. Teilweise völlig aus der Luft gegriffene und jeder Unterlage entbehrende Zahlen ließen in der sowjetischen Fliegerei eine ständige Bedrohung der westlichen

für 10,4 Millionen Reichsmark Flugmaterial in die UdSSR. exportiert, so ging die Ausfuhr bis 1933 auf nur 2,4 Millionen Reichsmark zurück. Man scheint aber mit den Eigenerzeugnissen nicht die besten Erfahrungen gemacht zu haben, denn schon 1935 war die Einfuhr aus diesen Ländern wieder auf 7,2 Millionen



Zerstörte Flugzeuge auf einem sowjetischen Flughafen. Im Vordergrund ein zum Anlassen der Motoren eingerichteter Kraftwagen. Das Bild beweist, mit welch veralteten Verfahren die sowjetische Bodenorganisation arbeitet



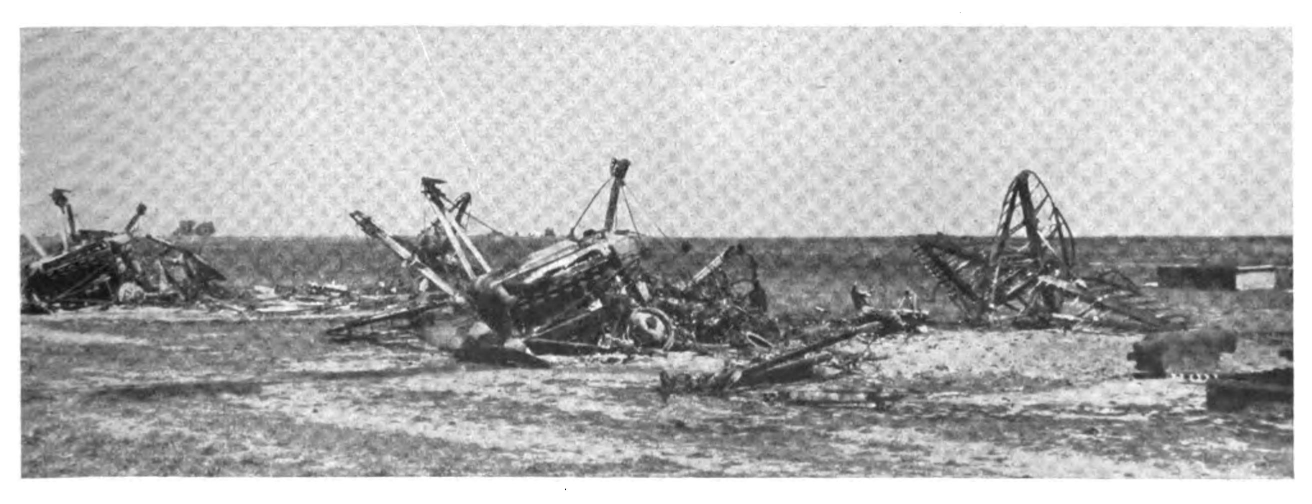
Die Luftwaffe besetzte bereits in den ersten Tagen der Offensive zahlreiche sowjetische Flugplätze, die mit Trümmern sowjetischer Flugzeuge übersät sind

Reichsmark, 1937 sogar auf 9 Millionen Reichsmark gestiegen.

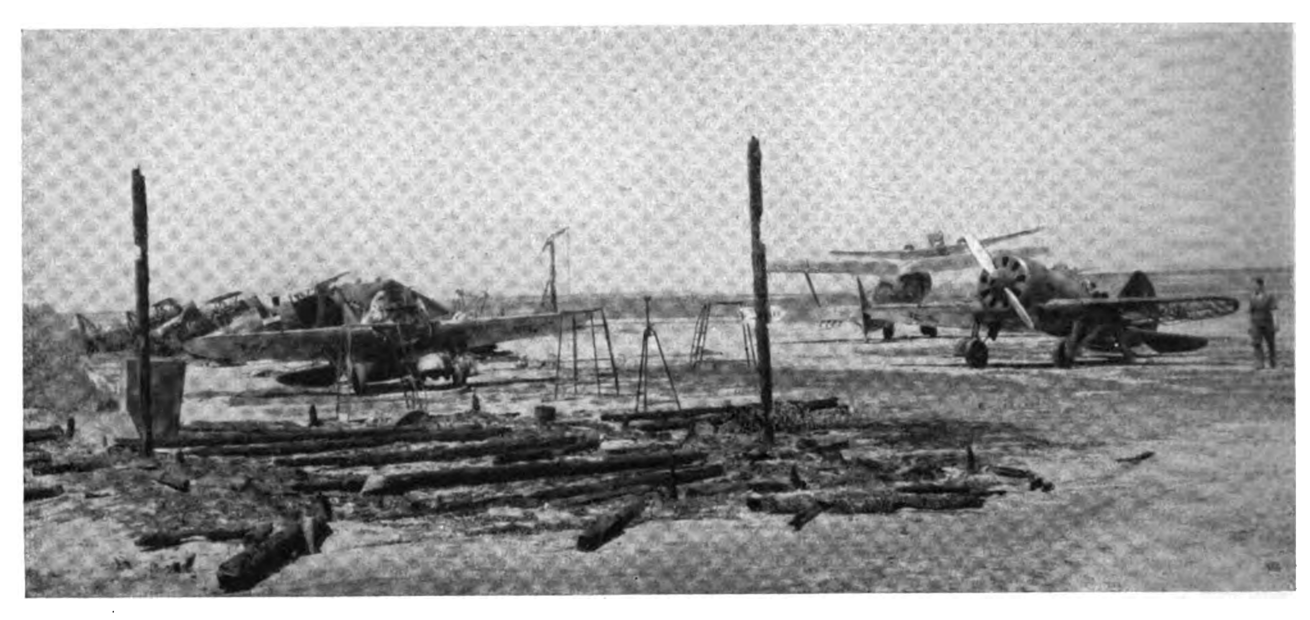
Im krassen Widerspruch dazu stehen die Stalinschen Planzahlen, die angeblich auch erreicht worden sein sollen. Nach ihnen wurden 1933 von 120000 Arbeitern in der sowjetischen Luftfahrtindustrie jährlich 1700 Flugzeuge, 1940 aber von rund 500000 Beschäftigten 12000 Flugzeuge jährlich hergestellt. Wenn diese Zahlen den Tatsachen entsprächen, wäre nicht ersichtlich, warum noch im Frühjahr 1941 der Volkskommissar für die Flugzeugindustrie, *M. M. Kaganowitsch*, auf dem 18. Allunionskongreß in Moskau scharf verwarnt und seines Postens enthoben wurde.

Man wird trotzdem nicht fehlgehen, wenn man die sowjetische Luftwaffe als eine der zahlenmäßig größten der Welt bezeichnet. Wenn das OKW. in seinen am 22. Juni veröffentlichten Berichten an die Reichsregierung von über 2000 Flugzeugen spricht, die allein zum Einfall in Ostpreußen bereitstanden, kann man sich von der Gesamtstärke ungefähr ein Bild machen. Die bekanntgewordenen Zahlen schwanken zwischen 6000 und 10000 einsatzfähigen Flugzeugen, über die die Sowjetluftwaffe vor Ausbruch des Kampfes verfügte. Gleichgültig, welche Zahl man als richtig annimmt, bleibt doch die Tatsache, daß nach dem Verlust von 4107 Maschinen in den ersten sieben Kampftagen mit irgendwelchen ernsthaften Aktionen der sowjetischen Luftwaffe nicht mehr gerechnet werden kann. Wie Ende Juni bekannt wurde, hat man schon damals auf bolschewistischer Seite begonnen, die letzten an der Grenze stehenden Reste der Luftwaffe fluchtartig ins Innere des Landes zu verlegen, um sie so dem Zugriff der deutschen Luftwaffe zu entziehen. Damit mußte man natürlich auch auf feindlicher Seite auf den Einsatz verzichten.

In allen vergangenen Feldzügen hat die deutsche Luftwaffe bewiesen, daß sie ihren Gegnern stets überlegen war; an zahlreichen Siegen hat sie entscheidend mitgewirkt. Den ersten Tagen des Feldzuges gegen die Sowjets blieb es vorbehalten, der ganzen Welt nachdrücklichst vor Augen zu halten, daß die deutsche Luftwaffe in all den Kriegsmonaten nur noch stärker und schlagkräftiger geworden ist. Es gibt heute keine denkbare Luftmächtekonstellation auf der Erde, der das deutsche Luftschwert nicht mit Erfolg entgegenzutreten vermöchte. Reiner *Hofmann-Credner*



Ausgebrannte, verkohlte Flugzeugteile auf einem Flugplatz der Bolschewiken zeugen von der Treffsicherheit unserer Luftwaffe



Im Tiefangriff zerstörte sowjetische Jagdflugzeuge

Luftgegner Sowjet-Union

Über die Luftstreitkräfte der Sowjet-Union ist stets nur wenig bekanntgeworden. Die Machthaber im Kreml waren streng darauf bedacht, die Außenwelt in völliger Unkenntnis über die tatsächliche Stärke der Sowjet-Wehrmacht zu halten und die von ihnen mit allen Mitteln betriebene Aufrüstung mit einem geheimnisvollen Dunkel zu umgeben. Erst der jetzt aufgenommene Kampf gegen die Angriffspläne des Bolschewismus hat eine gewisse Klarheit auch über die Luftstreitkräfte der Sowjet-Union gebracht.

Die zahlenmäßige Stärke der Sowjetluftstreitkräfte war schon immer hoch eingeschätzt worden. Was bereits die Kriege der Sowjets im Fernen Osten und gegen Finnland gezeigt hatten, wurde schon in den ersten Kämpfen der deutschen Wehrmacht im Osten bestätigt: An Zahl sind die Fliegerverbände der Sowjet-Union außerordentlich stark. Dagegen ist die Flugzeugausrüstung zu einem Teil als veraltet anzusprechen. Im einzelnen sind die Frontfliegerverbände nach den bisherigen Erfahrungen in der Hauptsache mit folgenden Flugzeugmustern ausgestattet.

Jagdflugzeuge

Muster I-15. Verspannter Anderthalbdecker in Mischbauweise (Holz, Stahlrohre) mit Sternmotor M-25 von 750 PS in 2,9 km Höhe. Bewaffnung: 4 starre MG. Höchstgeschwindigkeit 330 bis 390 km/h, Gipfelhöhe 8 km, Flugweite 650 bis 1000 km.

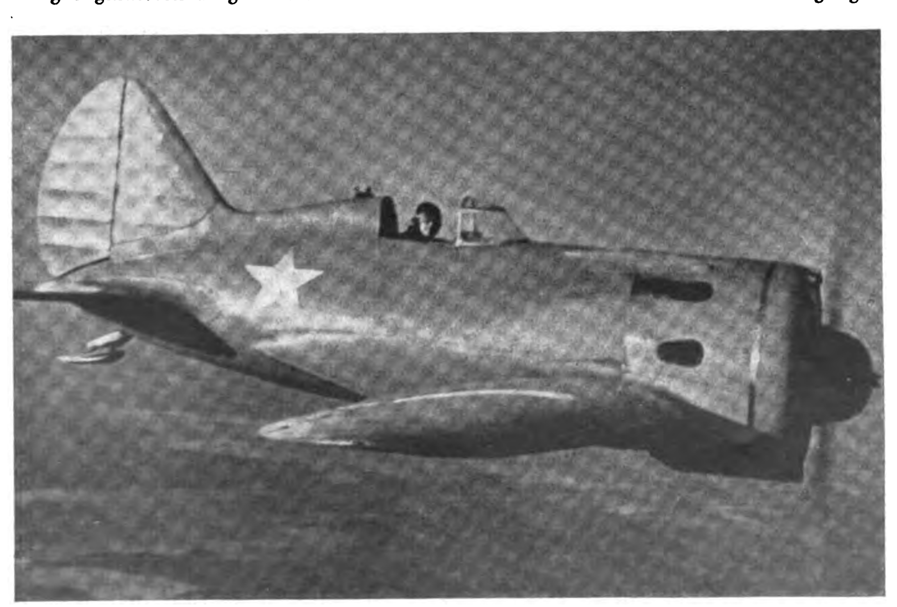
Muster I-15bis, Spielart des Musters I-15, von diesem dadurch abweichend, daß das Tragwerk keine Knickflügel aufweist. Die Flugleistungen dürften die gleichen sein wie beim Grundmuster.

Muster I-153. Dieses Flugzeug kann als Weiterentwicklung des I-15 gelten. Es unterscheidet sich von ihm im wesentlichen dadurch, daß das feste Fahrwerk durch ein einziehbares ersetzt ist.

Muster I-16 (bekannt als „Rata"). Freitragender Tiefdecker in gedrungener Hummelform (Mischbauweise) mit einziehbarem Fahrwerk. Sternmotor M-25 von 750 PS oder M-63 mit Zweiganglader. Bewaffnung: 4 starre MG. Höchstgeschwindigkeit 430 km/h, Steigzeit 6,5 min auf 5 km, Gipfelhöhe 9 km, Flugweite 750 km.

Eine Weiterentwicklung der „Rata" besitzt einen leistungsstärkeren Doppelsternmotor und dürfte dementsprechend bessere Flugleistungen aufweisen.

Muster I-61 (I-200). Freitragender Tiefdecker mit wassergekühltem 12 Zyl.-Motor. Aerodynamisch gut durchgebildet, einziehbares Fahr-



Jagdeinsitzer I-16, der unter der Bezeichnung „Rata" bekannteste sowjetische Jäger





Oben:
Neuzeitliche Tiefangriffsflugzeuge der Bolschewiken, die unbeschädigt von deutschen Truppen erbeutet wurden

Rechts:
Jagdeinsitzer vom Muster I-61 (I-200), einem der neuzeitlichen sowjetischen Jagdflugzeuge



werk. Das Flugzeug dürfte gute Leistungen haben.

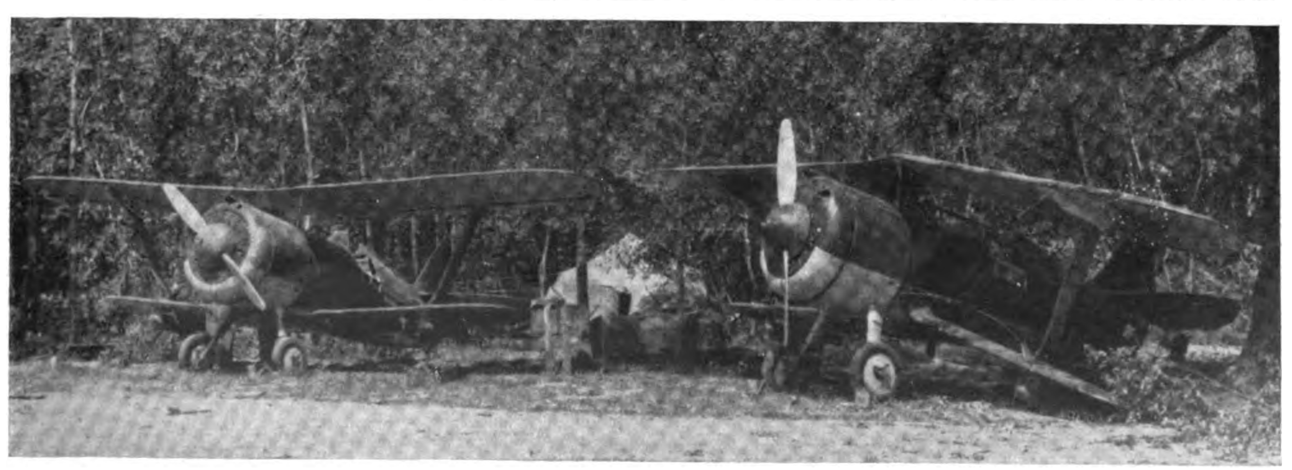
Außerdem sind als neuzeitliche Jagdflugzeuge in Tiefdeckerbauart die Muster I-17 (ZKB-26) und I-26 anzuführen. Die Masse der Jagdfliegerverbände ist mit den Mustern I-15, I-15 bis und I-16 ausgerüstet, die den heutigen Anforderungen an ein Jagdflugzeug wegen ihrer mittelmäßigen Flugleistungen nur noch bedingt entsprechen. Die anderen, neuzeitlicheren Baumuster sind bis jetzt nur in verhältnismäßig kleinen Einheiten aufgetaucht.

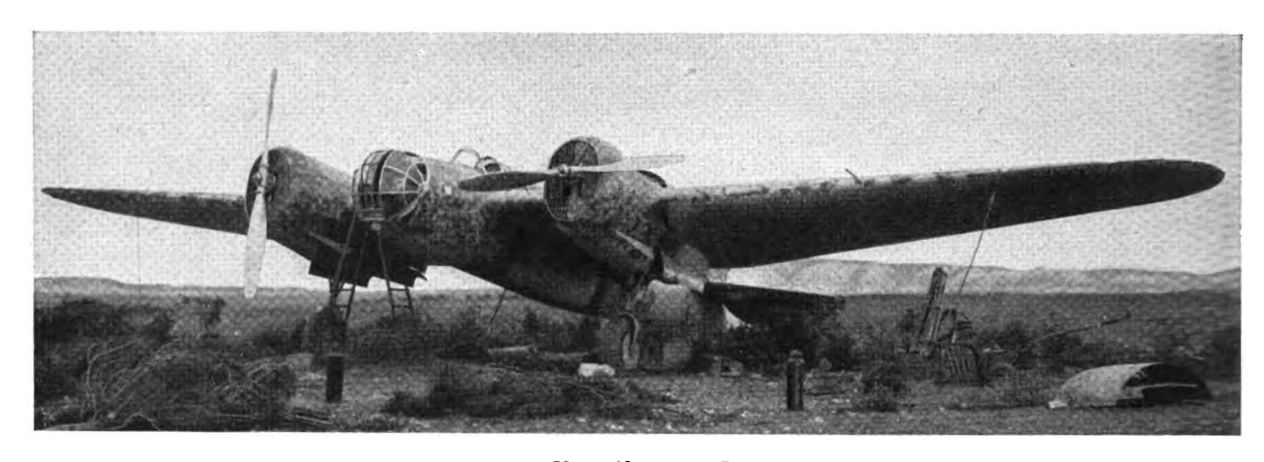
Rechts:
Jagdeinsitzer vom Muster I-153, die trotz Tarndeckung am Boden vernichtet wurden



Unten:
Jagdeinsitzer I-15

Bilder: (2) PK-Melichar-OKW, (1) PK-Meyer-OKW, (1) PK-Büttner-OKW, (1) PK-Freytag-OKW, (1) Handbuch d. Luftf., (2) OKW, (1) PK-Meyer-PBZ





Kampfflugzeug SB-2

Kampfflugzeuge

Muster SB-2 (bekannt als „Martin-Bomber"). Freitragender Mitteldecker in Ganzmetallbauweise mit einziehbarem Fahrwerk. 2 wassergekühlte 12 Zyl.-Motoren M-100 von 860 PS in 3,6 km Höhe. 3 Mann Besatzung. Bewaffnung: 3 bewegliche MG. Höchstgeschwindigkeit in 4 km Höhe 420 km/h, Steigzeit 9,5 min auf 5 km, Gipfelhöhe 8,5 km, Flugweite 800 bis 1600 km, Bombenlast 600 bis 900 kg.

Muster SB-3. Weiterentwicklung des Baumusters SB-2 durch aerodynamisch bessere Kühleranordnung und Motor von 950 PS in 3,6 km Höhe. Höchstgeschwindigkeit 450 km/h.

Muster DB-3. Freitragender Tiefdecker in Ganzmetallbauweise mit einziehbarem Fahrwerk. 2 luftgekühlte Doppelstern-Motoren M 87 B von 950 PS in 4,7 km Höhe. Besatzung 3 bis 4 Mann. Bewaffnung: 3 bewegliche MG. Höchstgeschwindigkeit in 5 km Höhe 430 km/h, Steigzeit 12 min auf 4 km. Gipfelhöhe 8,5 km, Flugweite 1200 bis 3200 km, Bombenlast 1000 bis 2500 kg. Eine neuere Ausführung DB-3 A hat einen verlängerten Rumpfbug mit Vollsichtkanzel.

Muster P-2 (BB-22). Zweimotoriges leichtes Kampf- und Sturzkampfflugzeug. Freitragender Tiefdecker mit doppeltem Seitenleitwerk in Ganzmetallbauweise. Einziehbares Fahrwerk.

Die meisten Kampfverbände sind mit den Mustern SB-2, SB-3 und DB-3 ausgerüstet. Vorhanden ist außerdem das veraltete und wohl hauptsächlich noch als Transportflugzeug verwendete viermotorige Kampfflugzeug TB-3 sowie in geringerer Anzahl das hieraus entwickelte neuzeitlichere schwere Kampfflugzeug TB-6.



Seeflugzeuge

Bei den Marineluftstreitkräften stehen als wichtigste Baumuster in Dienst: das Einmotorenflugboot MBR-2, das Zweimotorenflugboot MDR-6, das Bordflugzeug KOR-1 und das Fernaufklärungsflugboot GST (Consolidated 28). *R. S.*



Links: Abgeschossenes sowjetisches Kampfflugzeug SB-3

Unten: Kampfflugzeug DB-3



Entwicklungsrichtungen der italienischen Luftfahrttechnik

von Generalmajor Dott. Ing. ALDO GUGLIELMETTI

Nach längerer durch den Krieg bedingter Unterbrechung hat die Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung seit Beginn dieses Jahres wieder öffentliche Vorträge in verschiedenen Städten des Reiches veranstaltet. Der Vortrag am 12. Juni in Berlin bewies, daß die deutsche Luftfahrtwissenschaft und -technik auch während des Krieges die wissenschaftlichen Beziehungen zum befreundeten Ausland aufrechterhalten. Durch Vermittlung des Kgl. Italienischen Luftfahrtministeriums sprach Generalmajor Dott. Ing. Aldo Guglielmetti vor einem außerordentlich großen Zuhörerkreis über „Entwicklungsrichtungen der italienischen Luftfahrttechnik".

Unter den Gästen sah man den Kgl. italienischen Luftattaché Oberst Teucci, Admiral Ghiotto Maraghini und zahlreiche Vertreter der Kgl. Italienischen Botschaft und der italienischen Kolonie; ferner Oberst Otani von der Kais. Japanischen Botschaft und eine große Reihe von Generalen der Luftwaffe, von denen hier nur der Chef des Ausbildungswesens, General der Flieger Kühl, genannt werden kann. Oberst d. R. Freiherr v. Gablenz, Mitglied des Senats, begrüßte im Namen des Gesamtpräsidiums den Vortragenden und die zahlreichen Gäste. Er wies darauf hin, daß die Lilienthal-Gesellschaft am gleichen Tage vor fünf Jahren in einer feierlichen Eröffnungssitzung von Präsidium und Senat ihre Arbeiten begonnen hatte, nachdem sie am 25. März 1936 auf Anordnung des Reichsministers der Luftfahrt, der zugleich die Schirmherrschaft übernahm, gegründet worden war. Die Lilienthal-Gesellschaft führt seitdem Arbeitsweise und Tradition der Vereinigung für Luftfahrtforschung, die während dreier Jahre Erfolgreiches leistete, und der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, die sich nach 25jährigem Bestehen aufgelöst hat, fort. Generalmajor Guglielmetti dankte der Lilienthal-Gesellschaft für die Einladung zum Vortrag und bedauerte, nicht selbst in deutscher Sprache vortragen, sondern nur einen Auszug in italienischer Sprache geben zu können. Der Vortrag wurde anschließend von Professor Bock deutsch verlesen. Der Beifall der Zuhörer war stark und langanhaltend. Im Anschluß an den Vortrag, der nachstehend im Auszug veröffentlicht ist, war Generalmajor Guglielmetti mit Herren der Italienischen Botschaft und den Vertretern der Japanischen Botschaft Gast der Lilienthal-Gesellschaft. An dem Beisammensein in kleinem Kreise nahmen von deutscher Seite außer Senatsmitgliedern der Gesellschaft der General der Flieger Kühl, Generalstabsingenieur Lucht und eine Reihe weiterer Generäle und führender Persönlichkeiten aus dem Wissenschaftsleben teil.

Mit allen Kräften strebt man heute im Flugzeugbau nach höherer Geschwindigkeit als dem wesentlichen Faktor für Angriff und Verteidigung. Die heute allgemein eingesetzten Kriegsflugzeuge erreichen, ja übertreffen vielfach die Geschwindigkeiten, die bis vor kurzem noch Rekorde darstellten.

Die Verfeinerung der Formen, die fortschreitende Ausschaltung von Interferenzerscheinungen, die Verwendung von Landehilfen, durch die kleinere Flächen und damit größere Flächenbelastungen ermöglicht wurden, vorverdichtete Höhenmotoren mit verstellbaren Luftschrauben sowie das Einziehen von nichttragenden Teilen, ferner die immer stärkere Verkleinerung der Motorstirnflächen haben es erlaubt, gute Ergebnisse mit verhältnismäßig kleinen Leistungssteigerungen zu erzielen. Man kann sagen, daß auf diesem Wege die aufgewandte Motorleistung linear mit der Geschwindigkeit gewachsen ist, daß also das lästige Gesetz der dritten Potenz umgangen wurde. Die Steigerung der Geschwindigkeit wurde erschwert durch militärische Forderungen, insbesondere der Bewaffnung, die sich vielfach nur schlecht mit den rein aerodynamischen Forderungen vereinen lassen.

Den Weg der Verkleinerung der tragenden Flächen hat die italienische Luftfahrt sowohl für Rekord- als auch für Serienflugzeuge als erste beschritten. Die Flächenbelastung des im Jahre 1930 gebauten Wasserflugzeuges Macchi MC. 72, das lange Jahre den absoluten Geschwindigkeits-Weltrekord gehalten hat, betrug mehr als 200 kg/m². Mit dem Aufkommen der Landehilfen konnten später auch bei Landflugzeugen hohe Flächenbelastungen angewendet werden. Die Geschwindigkeitsrekorde gingen damit an diese über, da sie die besseren Möglichkeiten der aerodynamischen Formgebung besitzen.

Die Vorteile der kleineren tragenden Flächen für höhere Geschwindigkeiten sind beträchtlich. Man kann jedoch mit der Flächenbelastung über gewisse Grenzen, die durch die



Generalmajor Guglielmetti, den unser Bild vom Vortragsabend zusammen mit Oberst d. R. Frhr. v. Gablenz (Mitte) und General der Flieger Kühl (rechts) zeigt, ist Soldat und Wissenschaftler zugleich. Bereits 1913 gehörte der damalige Leutnant im Sonderbataillon „Luftballone" der italienischen Pioniertruppe der Luftfahrt an. Im Weltkrieg war er Flugzeugbeobachter. Die TH. Rom promovierte Guglielmetti zum Dr.-Ing., an der TH. Turin bestand er die Prüfung als Luftfahrtingenieur. Zahlreiche Veröffentlichungen geben Zeugnis von seiner technisch-wissenschaftlichen Arbeit. Als der Duce 1924 Italiens Luftwaffe wieder aufzubauen begann, trat Guglielmetti als Major in das Ingenieurkorps der Luftwaffe ein. 1938 wurde er zum Oberst, 1941 zum Generalmajor befördert.

Bild: Weltbild

Bedingungen bei der Landung und durch andere vom Flugzeug zu fordernde Eigenschaften gegeben sind, nicht hinausgehen. Insbesondere wirkt sich die Steigerung der Flächenbelastung über gewisse Grenzen hinaus ungünstig auf die Wendigkeit der Flugzeuge aus. Die Flächenbelastung sollte vernünftigerweise immer an die spezifische Leistung gebunden sein.

Abb. 1 zeigt die günstigsten Flächenbelastungen bei gegebener Geschwindigkeit und Höhe. Die Motorleistung und der Luftschraubenwirkungsgrad sind dabei als konstant mit der Höhe angenommen. Die praktisch erreichbaren Werte für die Flächenbelastung liegen unter den theoretisch errechneten Werten, da die Interferenzerscheinungen bei Verkleinerung der tragenden Fläche in schädlichem Sinne zunehmen.

Die günstigsten Flächenbelastungen, um bei den gegebenen Voraussetzungen die größten Geschwindigkeiten zu erreichen, sind sehr hoch und praktisch wegen anderer Flugnotwendigkeiten wenigstens zur Zeit noch nicht erreichbar. Die Kurven der günstigsten Flächenbelastungen sind besonders in niedriger Höhe mehr flach; man kann daher kleinere Flächenbelastungen wählen, die den praktischen Notwendigkeiten entsprechen, ohne daß eine wesentliche Verringerung der Maximalgeschwindigkeiten eintritt. Die günstigsten Flächenbelastungen nehmen mit zunehmender Höhe an Maximalgeschwindigkeit ab.

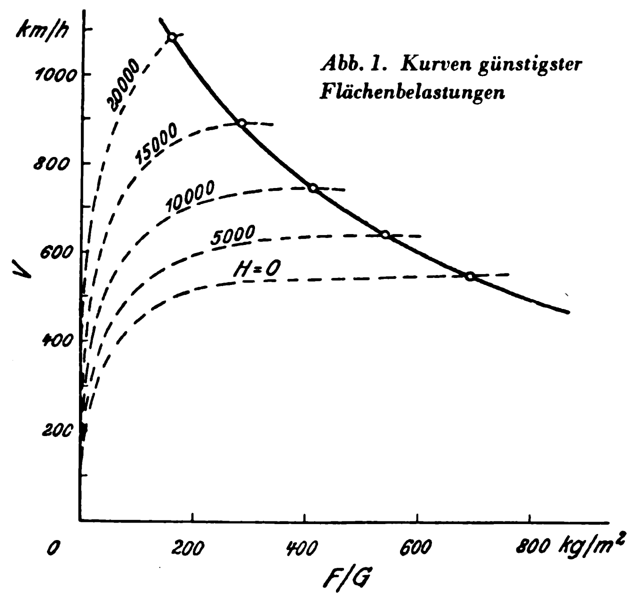


Abb. 1. Kurven günstigster Flächenbelastungen

Wenn man die Theorie zugrunde legt und dabei verschiedene Werte der spezifischen Leistung annimmt, ergibt sich, daß die günstigste Flächenbelastung bei gleicher Höhe mit der spezifischen Leistung wächst. Man ist daher im italienischen Flugzeugbau bestrebt, die Flächenbelastung besonders bei mehrmotorigen Flugzeugen weiter zu steigern.

Der augenblickliche Stand des Geschwindigkeitsproblems wird durch die Kompressibilitätserscheinungen der Luft, die in der Nähe der Schallgeschwindigkeit nicht mehr vernachlässigt werden können, bestimmt. Die größte von einem Flugzeug, und zwar der Me 109 R, bisher erreichte Geschwindigkeit beträgt 755,138 km/Std., d. h. 210 m/sec, in niedriger Höhe; das entspricht einer Machschen Zahl von 0,616. Auch bei einem weniger schnellen Flugzeug können hohe Machsche Zahlen örtlich erreicht werden. Das trifft insbesondere für die äußeren Enden der Luftschraube zu. Zahlreiche Versuche werden zur Zeit im Überschallkanal von Guidonia durchgeführt, um die Probleme großer Geschwindigkeiten, die in der Nähe der Schallgeschwindigkeit liegen, gründlich zu untersuchen und die für diese Geschwindigkeiten geeigneten Formen und Profile zu finden. Soweit nicht auch im Gebiete der Überschallgeschwindigkeit gute Wirkungsgrade erreicht werden, oder soweit nicht neue Vortriebsformen angewendet werden können, muß die Geschwindigkeit

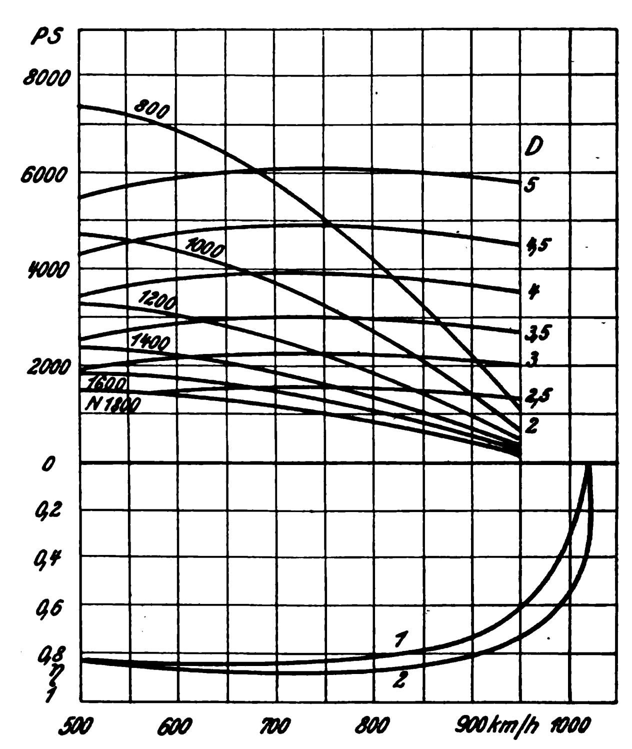


Abb. 2. Maximal aufnehmbare Leistung einer dreiblättrigen Luftschraube bei verschiedenen Drehzahlen

der Blattenden auf Machsche Zahlen von höchstens 0,95 beschränkt und die Wurzel der Blätter, deren kritische Machsche Zahl durch ihre notwendigerweise hohe Profildicke sehr niedrig ist, mit einer großen Nabenhaube verkleidet werden.

Bei der theoretischen Untersuchung der Geschwindigkeitsbegrenzung an den äußeren Enden der Schraubenblätter ergibt sich, daß bei unveränderlicher Geschwindigkeit der äußeren Schraubenblattspitzen für jeden Wert der gewünschten Fluggeschwindigkeit v ein Minimalwert für den Ausdruck $\gamma = \frac{v}{n \cdot D}$ und ein Maximalwert für den Ausdruck $n \cdot D$ besteht. Dabei ist n die Drehzahl, D der Durchmesser der Schraube. Auf Grund theoretischer Untersuchungen über den Betrieb von Luftschrauben bei großem γ bis zu $\gamma = 4$ sind die Kurven der Abb. 2 gezeichnet worden, die als Funktion der Geschwindigkeit für verschiedene Drehzahlen die größten von einer dreiblättrigen Luftschraube aufnehmbaren Leistungen bei besten Wirkungsgradbedingungen liefern.

Ferner sind die Kurven eingezeichnet, die die Punkte gleichen Durchmessers verbinden. Im unteren Teil der Abbildung sind die Kurven der größten erreichbaren Schraubenwirkungsgrade wiedergegeben. Die Kurve 1 bezieht sich auf eine Luftschraube ohne Nabe; die Kurve 2 auf eine Luftschraube mit Nabe großen Durchmessers. Die Kurven gelten für die Höhe Null und eine Geschwindigkeit der Schraubenflügelspitzen von 283 m/sec. Das entspricht einer Machschen Zahl von 0,83. Die Kurven lassen sich ohne weiteres auch auf andere Höhen umrechnen.

Weiter muß man beachten, daß die aufnehmbaren Leistungen für Luftschrauben mit großer Nabenhaube bis zu 25 % herabgesetzt werden. Man sieht, daß für Geschwindigkeiten über 600 bis 650 km/Std. die aufnehmbare Leistung bei gleicher Drehzahl mit wachsender Geschwindigkeit schnell abnimmt. Daraus ergibt sich, daß man für sehr schnelle Flugzeuge die Motorleistung auf eine größere Anzahl von Luftschraubenflügeln verteilen muß. Diese Forderung wird um so dringlicher, je größer die vorgesehene Flughöhe ist.

Für ein in 12 000 m Höhe und mit einer Geschwindigkeit von 800 km/Std. fliegendes Flugzeug können von einem Schraubenflügel nicht mehr als 140 PS aufgenommen werden,



wenn man unter allen Bedingungen, selbst beim Start, einen guten Schraubenwirkungsgrad haben will, ohne den größten praktisch zu verwirklichenden Durchmesser von 3,5 m zu überschreiten. Für Rekordflugzeuge in niedriger Höhe ist das Problem leichter zu lösen. Bei dem schon angeführten Rekord-Wasserflugzeug M. C. 72 wurden erfolgreich koaxiale gegenläufige Luftschrauben angewandt, zu denen man sicher auch bald bei Serienflugzeugen übergehen wird. Diese Lösung hat den Vorteil, daß die Verluste, die durch die Drehung des Schraubenstrahls entstehen, teilweise wieder ausgeglichen werden. Die Anwendung von Einzelluftschrauben mit vier oder mehr Flügeln bei Flugzeugen höchster Geschwindigkeit scheint nicht der beste Weg zu sein, sowohl wegen der bekannten Drehmomente als auch wegen des wesentlich niedrigeren Wirkungsgrades schon der dreiflügeligen Schrauben, der besonders bei großen Werten von γ durch Versuche festgestellt wurde. Die mehrflügeligen Einzelluftschrauben werden jedoch bei großen Flugzeugen von nicht zu hoher Geschwindigkeit verwandt werden.

Für Luftschrauben, die sich für hohe Geschwindigkeiten und große Höhen eignen, hat das Problem des Startes und der Steigleistung besondere Bedeutung. Eine Steigerung der Luftschraubendrehzahl unter diesen extremen Bedingungen würde das Problem am besten lösen. Moderne Motoren sehen ja schon eine gewisse Steigerung der Drehzahl beim Start vor. Die Lösung wäre am vollständigsten durch einen zweigängigen Geschwindigkeitswechsel zu erreichen. Dabei sind jedoch noch große mechanische Schwierigkeiten bezüglich des Raumbedarfes und des Gewichtes zu überwinden.

Auf dem Motorengebiet sucht man in Italien ebenso wie im Ausland Einheiten von immer größerer Leistung mit kleinstem Raumbedarf und kleinster Stirnfläche für große Höhen zu schaffen. Bevorzugt werden flüssigkeitsgekühlte Motoren, da diese eine aerodynamisch bessere Form ermöglichen. Aber auch luftgekühlte Sternmotoren werden nicht vernachlässigt. Die italienische Industrie besitzt eine große industrielle Kapazität und zahlreiche Erfahrungen für den Bau von Motoreinheiten jeden Typs mit Leistungen bis zu 1500 PS. Die Hochleistungsmotoren sind für Großflugzeuge sehr viel günstiger, da bei ihnen der Widerstandsanteil der Triebwerke gering ist und deshalb die Flugeigenschaften nicht merklich beeinflußt, wenn man die Sternmotoren durch andere aerodynamisch günstigere Formen ersetzt.

In letzter Zeit hat die Kühltechnik durch rationelle Verkleidungen den Geschwindigkeitsbereich erweitert, indem der Sternmotor hauptsächlich wegen seiner großen Leistung noch mit dem Reihenmotor konkurrieren kann. Besonders charakteristisch für die italienische Luftfahrt sind die luftgekühlten Reihenmotoren mit hoher Leistung, die anderswo nur für kleine und mittlere Leistung gebaut werden.

Der luftgekühlte Reihenmotor hat eine Stirnfläche, die fast dem flüssigkeitsgekühlten Motor gleichkommt, vereinigt aber damit die Vorteile des einfacheren Einbaues wegen des Fehlens von Kühlern, Kühlleitungen und Pumpen, weiterhin die Vorteile geringeren Gewichts und geringerer Verwundbarkeit, so daß er für bestimmte Flugzeuge dem flüssigkeitsgekühlten Motor vorzuziehen ist.

Auf diesem Gebiet hat die italienische Industrie ausgezeichnete Ergebnisse erzielt. Die V-Motoren „Beta", „Gamma" und „Delta" mit hängenden Zylindern stellen eine Serie dar mit Leistungen von 300 bis zu 800 PS und gehören zweifellos zu den interessantesten Konstruktionen dieser Art. Die Abb. 3 zeigt den Flugmotor „Gamma".

Durch Zusammenbau von zwei dieser V-Motoren in X-Form entstanden die Baumuster „Doppelgamma" und „Doppeldelta" mit 1200 PS und 1600 PS. Das Kühlungsproblem der Zylinderköpfe ist durch den sorgfältig geführten Kreislauf der Luft mit gutem Erfolg gelöst worden. Für die höheren Leistungen kann man unter Umständen noch eine zwangsläufige Ventilation einführen.

In der Höhenflugforschung hat die italienische Industrie bedeutende Fortschritte erzielt, wie die international anerkannten Rekorde beweisen. Das Problem des Höhenfluges wird auch für Serienflugzeuge untersucht, um den militärischen und zivilen Stratosphärenflug der Zukunft zu entwickeln. Die Forschungen und Versuche betreffen zur Zeit radiale, mehrstufige und mehrgängige Lader mit automatisch abstufbaren Geschwindigkeiten. Die Abgasturbine, die gewiß die ideale Lösung des Problems darstellt, erfordert noch die Beseitigung ernster thermomechanischer Schwierigkeiten.

Zur Erreichung hoher Leistungen strebt man neben der Schaffung von Motoreinheiten mit mehr als 2000 PS auch nach den verschiedensten Formen der Kupplung schon vorhandener Motoren mittlerer und großer Leistung. Italien hat schon 1931 diesen Weg beschritten und für das Rekord-Wasserflugzeug den Motor Fiat A. S. 6, eine Reihenkupplung von zwei A. S. 5-Motoren, mit einer Leistung von ungefähr 3200 PS geschaffen, die bis heute noch von keiner Motoreinheit übertroffen wurde.

Man hat gewiß im Zusammenhang mit den möglichen Motorkombinationen eine Umwälzung im traditionellen Flugzeugbau zu erwarten. Der Weg dürfte von der Konzentration der Leistung mehrerer Motoren auf eine Luftschraube bei großen nicht sehr schnellen Flugzeugen zur Teilung der Leistung jeder Motoreinheit auf mehrere Luftschrauben bei sehr schnellen und sehr hoch fliegenden Flugzeugen führen.

Auch auf dem Gebiet der verstellbaren Luftschrauben ergeben sich besondere Fragestellungen, sei es die Vervollkommnung und Vereinheitlichung der bestehenden Baumuster, sei es die Anpassung an die erwähnten neuen Triebwerke, sei es das Problem der gegenläufigen Luftschrauben.

Versuche und Forschungen erstreckten sich auch auf andere Vortriebsmittel, z. B. auf den Strahlantrieb. Auf diesem Gebiet rühmt sich die italienische Industrie eines beachtlichen Fortschritts in dem Flugzeug von Campini, das die ersten Flugversuche glänzend bestanden hat (Abb. 4). Beim Starten und in geringer Höhe wird die Luft durch die Düse im Vorderteil des Rumpfes aufgenommen und einer ersten Verdichtung unterworfen. Dann wird die Luft noch einmal durch die vom Motor angetriebenen Gebläse verdichtet. Anschließend erwärmt sich die Luft durch Vereinigung mit den Motorabgasen und verwertet so die vom Motor abgegebenen Wärmemengen vollständig. Während des Fluges in großer Höhe und mit hoher Geschwindigkeit wird die Luft, die den Rumpf durchströmt, noch einmal mittels zweckmäßiger Brenner erwärmt. Man erhöht dadurch ihre Ausströmgeschwindigkeit und damit den Strahlschub. Der Luftstrahl wird vom Flugzeugführer durch einen bogenförmigen Dorn geregelt, der den freien Querschnitt und damit die Luftgeschwindigkeit selbst variiert.

Wenn wir jetzt zu den konstruktiven Fragen im Flugzeugbau und zu den Entwicklungsrichtungen, die sich in Italien herausgebildet haben, übergehen, so muß betont werden, daß man grundsätzlich bestrebt ist, im Flugzeugbau so autark wie nur möglich zu werden. Die Werkstoffe, die fast ausschließlich verwandt werden, sind: Leichtmetallegierungen,

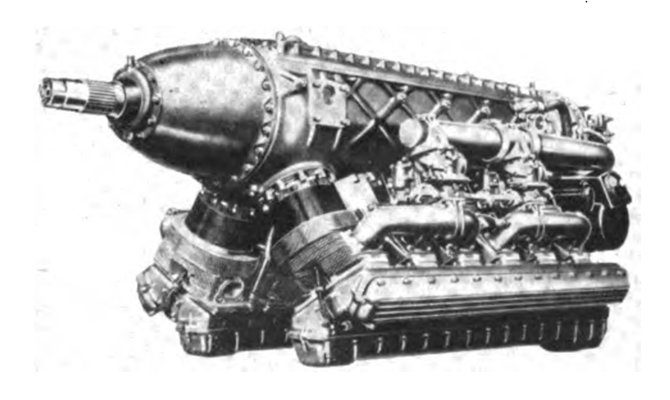


Abb. 3. Flugmotor Isotta Fraschini „Gamma"

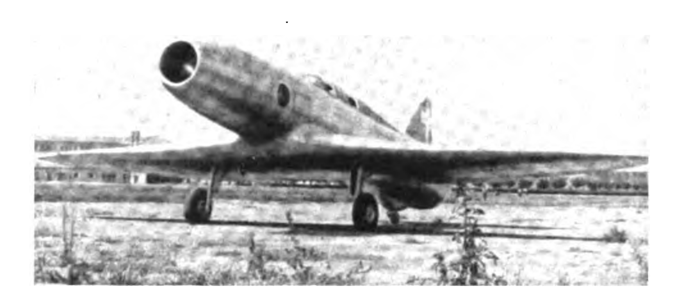


Abb. 4. Strahlantrieb-Flugzeug von Campini

deren Produktion durch die umsichtige Entwicklung der Bergbauindustrien stark angestiegen ist, eigener Schweißstahl und Hölzer, die im eigenen Lande gefunden werden. Dabei handelt es sich um Rottanne, Buche, Nußbaum und Pappel, die als Ersatz für Fichtenholz dienen, das aus den Vereinigten Staaten und aus Kanada eingeführt wurde.

Die Metallbauweise wird im großen und ganzen bei Kriegsflugzeugen, die Holzbauweise bei Schul- und Reiseflugzeugen verwandt. Man verwendet aber auch immer noch große Kriegsflugzeuge mit gemischter Bauweise, bei denen die Tragflächen aus Holz, der Rumpf aus Schweißstahlrohren besteht.

Es gibt eine Reihe von Gründen, weshalb man in Italien die Holzbauweise noch nicht zugunsten der Metallbauweise aufgegeben hat. Italien besitzt eine ausgedehnte Industrie für die Holzverarbeitung und verfügt deshalb über zahlreiche gute Arbeitskräfte auf diesem Gebiet, wodurch eine leichte Organisation und eine große Leistungsfähigkeit der Luftfahrtindustrien in der Holzverarbeitung ermöglicht wird. Dazu kommt, daß im Vergleich zur Metallbearbeitung nur eine kleine Maschinenausrüstung erforderlich ist. Die Metallkonstruktion ist vom industriellen Standpunkt aus vorzuziehen, wenn man eine in sehr leistungsfähigen Werken konzentrierte Produktion und ein Produktionsprogramm hat, das sich über mehrere Jahre erstreckt, so daß die Anschaffung einer größeren Maschinenausrüstung lohnt. Andererseits wird man im Falle vieler Werke mittlerer Stärke mit kleiner industrieller Kapazität und bei sofort geforderter Produktion die Holzbauweise vorziehen, die eine schnelle Inangriffnahme erlaubt. Sie gewährt auch eine leichte Bestimmung des Arbeitslohnes und fordert keine schwer zu beschaffenden Maschinen. Außerdem sind bekanntlich Holzbauten wirtschaftlicher als Metallbauten und besitzen den Vorteil, leicht unterhalten und vor allem auch mit behelfsmäßigen Mitteln ausgebessert werden zu können.

Es wird manchmal behauptet, die Holzbauweise würde auf Grund der beschränkten Festigkeitseigenschaften des Materials nur den Bau von kleinen und mittleren Flugzeugen gestatten. Eine derartige Kritik wird durch die Tatsachen widerlegt. In Italien werden drei- und viermotorige Flugzeuge mit einem Gesamtgewicht von ungefähr 20 000 kg, die für militärische und zivile Zwecke bestimmt sind, erfolgreich aus Holz gebaut und eingesetzt. Sie haben freitragende Flügel von 30 m Spannweite und eine Fläche von 120 m² und sind damit Metallflugzeugen nicht unterlegen. Diese Ergebnisse wurden vor allem auf Grund der technischen Verbesserung der verwandten Werkstoffe erreicht, im besonderen durch die Verwendung von verbesserten Hölzern und von Schichtholz (lamiera). Das Schichtholz setzt sich aus dünnen Blättchen zusammen (maximal 0,8 mm Birke), die in den inneren Schichten mit der Faser um 45° gegeneinander versetzt und in den äußeren Schichten mit querliegenden Fasern verleimt werden.

Während man bei einem normalen Werkstoff eine je nach der Beanspruchungsrichtung sehr veränderliche Festigkeit hat, ist die Festigkeit in diesem „Schichtholz" praktisch in allen Richtungen die gleiche. In der Zahlentafel 1 sind zum Vergleich die Daten eines normalen Werkstoffes und von Schichtholz angegeben. Ein weiterer Fortschritt ist mit der Verwendung von verbesserten und bakkelisierten Hölzern erzielt worden, die man durch Schichtung von dünnen Blättchen erhält, die unter Druck mit besonderen Harzen zusammengeleimt werden.

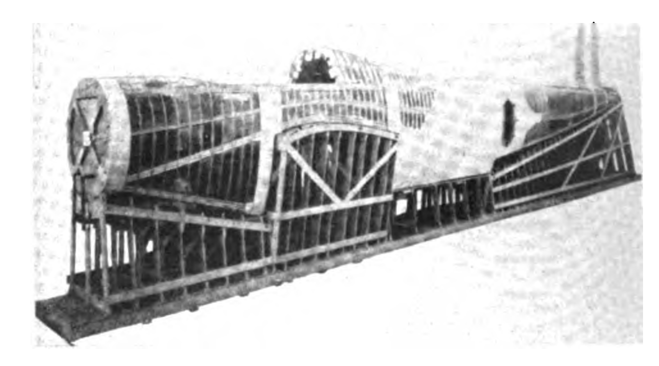
Was den Aufenthalt im Freien und in den Kolonien und die Beschußwirkung anbetrifft, so sind die Metallbauten den Holzbauten überlegen. Eine Bespannung des Flügels der im Holzschalenbau hergestellten Flugzeuge mit Stoff und eine Verwendung sehr guter Schutzlacke, um den Flügel wasserdicht zu machen, hat allerdings sowohl in Italien als auch in den Kolonien zu befriedigenden Resultaten geführt. Hinsichtlich der Beschußwirkung haben Versuche gezeigt, daß Brandgeschosse mittleren und kleinen Kalibers das getroffene Holz sehr schwer in Brand setzen. Das Feuer greift nur um sich, wenn es von den Benzinbehältern ausgeht. In diesem Falle befinden sich jedoch Metallbauten in gleicher Gefahr.

Unter den verschiedenen Systemen der Holzbauweise ist die Schalenbauweise aus dünnen Holzstreifen nach dem Verfahren von Zappata typisch, das die Abb. 5 und 6 veranschaulichen. Das Verfahren besteht im wesentlichen darin, auf eine geeignete Form, die schon die transversalen und longitudinalen statischen Elemente enthält (Abb. 5), verschiedene zweckmäßig ausgerichtete Schichten dünner Holzstreifen aufzuleimen, von denen jeder ungefähr 40 mm breit und 0,6 bis 2 mm dick ist (Abb. 6).

Das normalerweise angewandte Verfahren, die Schalenbauten mit gekrümmten Werkstoffen zu verkleiden, weist ernste Mängel auf, da es den Konstrukteur zwingt, sich beim Entwurf der äußeren zu verkleidenden Flächen nicht zu

Zahlentafel 1

	Werkstoff von 4 mm Dicke	Schichtholz (lamiera)
Zugfestigkeit	844 kg/cm²	862 kg/cm²
Zugfestigkeit unter 45°	370 kg/cm²	836 kg/cm²
Zugfestigkeit in Querrichtung	674 kg/cm²	893 kg/cm²
Schubfestigkeit in Längsrichtung	156 kg/cm²	322 kg/cm²
Schubfestigkeit in Querrichtung	126 kg/cm²	335 kg/cm²



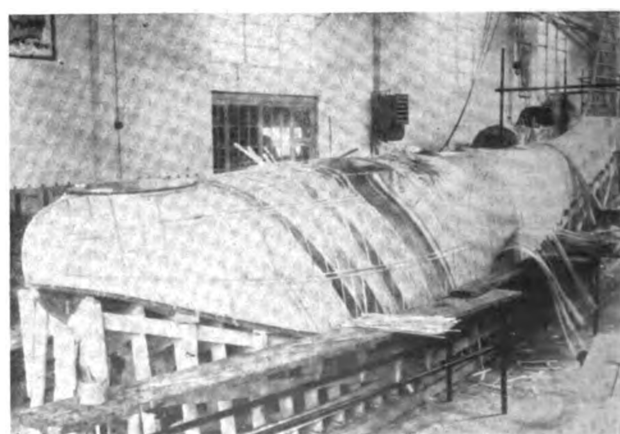


Abb. 5 und 6. Schalenbauweise in Holz nach Zappata

weit von den normalen Flächen mit großem Krümmungsradius zu entfernen. Der Werkstoff aus flachen Folien (foglie) kann nur in einer einzigen Richtung gekrümmt werden; unterwirft man ihn einem Feuchtigungsprozeß, um die Krümmung zu vergrößern, so verschlechtern sich seine Festigkeitseigenschaften erheblich. Diese großen Schwierigkeiten werden mit dem oben beschriebenen Verfahren von Zappata leicht überwunden, das die Verkleidung jeder gewölbten Oberfläche möglich macht und dem Konstrukteur größtmögliche Freiheit beim Entwurf läßt.

Die Luftwaffe eignet sich ihrer Natur nach für sehr verschiedene Einsatzmöglichkeiten. Alle Land- und Seeoperationen können durch Operationen der Luftwaffe erleichtert oder ergänzt werden. Für die damit verbundenen verschiedenen taktischen Aufgaben werden verschiedenartige Flugzeugmuster entwickelt, die bei notwendigerweise unterschiedlichen Eigenschaften sowohl allgemeinen wie besonderen Erfordernissen gerecht werden müssen.

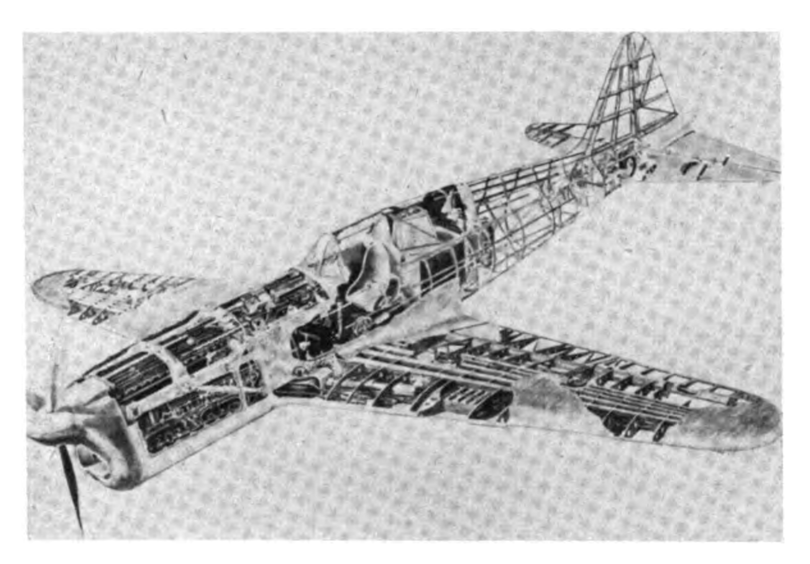


Abb. 8. Versuchs-Jagdflugzeug aus Holz

Neben großer Geschwindigkeit sind zu fordern:

G u t e F l u g e i g e n s c h a f t e n (Steiggeschwindigkeit, Reichweite, Start- und Landeeigenschaften, Wendigkeit und Beherrschung der Maschine in besonderen Fluglagen).

M i l i t ä r i s c h e E i g e n s c h a f t e n (rationelle Anordnung, gute Sicht, gute Verbindungen, Stärke und Intensität der defensiven Feuerkraft, große Kapazität der immer mehr wachsenden Offensivkraft, immer weiter verbesserte Zielvorrichtungen).

P r o d u k t i o n s- und B e t r i e b s e i g e n s c h a f t e n (leichte, schnelle und wirtschaftliche Produktion, leichte Unterhaltung und Ausbesserung, Austauschbarkeit der einzelnen Bauteile).

Dem Jagdflugzeug hatte man in Italien besondere Bedeutung beigemessen und das Jagdflugzeug als Interceptortyp besonders entwickelt. Dieses Flugzeug war zur Verteidigung der wichtigsten Bevölkerungs- und Industriezentren bestimmt, von denen sich einige nur wenige Flugminuten von der Grenze entfernt befinden. Das Interceptor-Flugzeug hat vor allem eine äußerst hohe Steigleistung und opfert dieser größere Reichweite, die auf eine einzige Stunde herabgesetzt ist, ferner Bewaffnung, die nur in einem einzigen Maschinengewehr vom Kaliber 12,7 besteht, und Horizontalgeschwindigkeit.

Die Voraussetzungen für die Bevorzugung dieses Typs sind durch den Verlauf der Kriegshandlungen, einmal durch den schnellen Zusammenbruch Frankreichs, dann auch durch die fast ausschließlich nachts ausgeführten Bombenabwürfe des Gegners fortgefallen. Man kann daher heute auf den Interceptortyp verzichten, der nicht genügend Reichweite, Waffen und Horizontalgeschwindigkeit für Geleit- und Offensivaufgaben besitzt, da er für die Verteidigung gedacht war. Man gab daher den reinen Interceptor auf und wandte sich schon seit November 1939 neuen Jagdflugzeugmustern zu, die hohe Geschwindigkeit, große Reichweite und eine starke Bewaffnung besitzen, um in der kurzen Zeit, in der eine Feindberührung besteht, eine möglichst große Anzahl Schüsse abgeben zu können (Abb. 7).



Abb. 7. Neuzeitlicher italienischer Jäger

Solche Flugzeuge sind in der Lage, Verteidigungsaufgaben durch Überwachung des eigenen Luftraumes zu übernehmen und besitzen gleichzeitig einen genügend großen Aktionsradius, um feindliche Flugzeuge aufzusuchen und zum Kampf zu stellen, eigene Bombenflugzeuge auf ihren Feindflügen zu begleiten und zu schützen, und um schließlich selbst offensiv durch Maschinengewehrbeschuß usw. zur Unterstützung der eigenen Landtruppen in den Kampf einzugreifen. Flugzeuge dieses Typs, die sehr viel bessere Eigenschaften besitzen als diejenigen des Feindes, sind schon im Serienbau und werden in den nächsten Monaten an der Front eingesetzt.

Gleichzeitig mit den neuen oben angeführten Jagdflugzeugen aus Metall hat man versuchsweise einen besonders leichten Jagdflugzeugtyp aus Holz entworfen (Abb. 8). Wegen seiner besonderen Bauart soll er hier näher behandelt werden. Das kleine Flugzeug von hoher Festigkeit mit einem luftgekühlten Reihenmotor von ungefähr 750 PS hat eine Flügelfläche von nur 14 m² und ein Gesamtgewicht von rund 2000 kg. Die Höchstgeschwindigkeit, die Bewaffnung und der größte Flugbereich entsprechen den üblichen Jagdflugzeugen mit größerer Leistung und größeren Ausmaßen. Dieses leichte Jagdflugzeug hat jedoch diesen gegenüber den bedeutenden Vorteil, äußerst wendig und leicht steuerbar zu sein, da es sehr gedrungen ist und längs der drei Hauptachsen nur kleine Trägheitsmomente hat. Der Bau eines solchen Flugzeuges erfordert außerdem nur etwa ein Drittel derjenigen Arbeitszeit, die für den Bau eines normalen Jagdflugzeuges aufgewandt werden muß; die Kosten betragen weniger als die Hälfte. Die Produktion ist daher zahlenmäßig sehr hoch und verhältnismäßig einfach. Im Betrieb ist dieses Flugzeug auf Grund des geringen Benzinverbrauchs von besonderem Vorteil.

Beträchtliche Fortschritte sind auch bei den Flugeigenschaften der neuen im Bau befindlichen Bombenflugzeuge erzielt worden. Es fällt vor allem eine starke und sehr wirksame Abwehrbewaffnung auf, die eine Besonderheit der italienischen Luftfahrt darstellt. Sich allein auf die Geschwindigkeit eines Bombenflugzeuges als Verteidigungselement zu verlassen, ist nicht sehr ratsam, da die feindlichen Jagd- und Kampfflugzeuge, die sich aus großer Höhe herabstürzen, bestimmt eine sehr viel höhere Angriffsgeschwindigkeit besitzen. Aus diesem Grund hat man bei den italienischen Bombenflugzeugen eine starke defensive Abwehrbewaffnung vorgesehen, die hauptsächlich aus Maschinengewehren mittleren Kalibers besteht, in der Art, daß fast alle Richtungen mit zwei oder mehr Waffen bestrichen

werden. Diese MG-Stände haben äußerst gute Erfolge gehabt, und oft haben sowohl Formationen als auch einzelne Flugzeuge den gegnerischen Angriff zurückgeschlagen und dabei zahlreiche feindliche Flugzeuge abschießen können. Die Bedienung dieser Waffen erfordert zwar eine größere Besatzungszahl, aber die ausgezeichneten Ergebnisse rechtfertigen diese Notwendigkeit. Der Einbau der Waffen hat lange Erprobungen notwendig gemacht, im besonderen um die Ermüdung des MG-Schützen zu verhindern, der die aerodynamische Reaktion auf die Waffe zu überwinden hat, und um eine leichte und schnelle Schwenkung zu erzielen.

Das Problem ist so gelöst worden, daß man ölgetriebene Servosteuer benutzt, die vom Motor aus betätigt werden (Abb. 9). Es werden MG-Kanzeln verwandt, die sowohl an der Rumpfoberseite als auch an der Rumpfunterseite angeordnet sind. Auch Verbindungen von zwei Waffen werden verwendet. Bei großen Flugzeugen, wie z. B. viermotorigen Bombern, sind zur Verminderung der toten Winkel interessante Einbauten in die Tragflächen mit ferngesteuerten Schwenk- und Schießvorrichtungen vorgenommen worden.

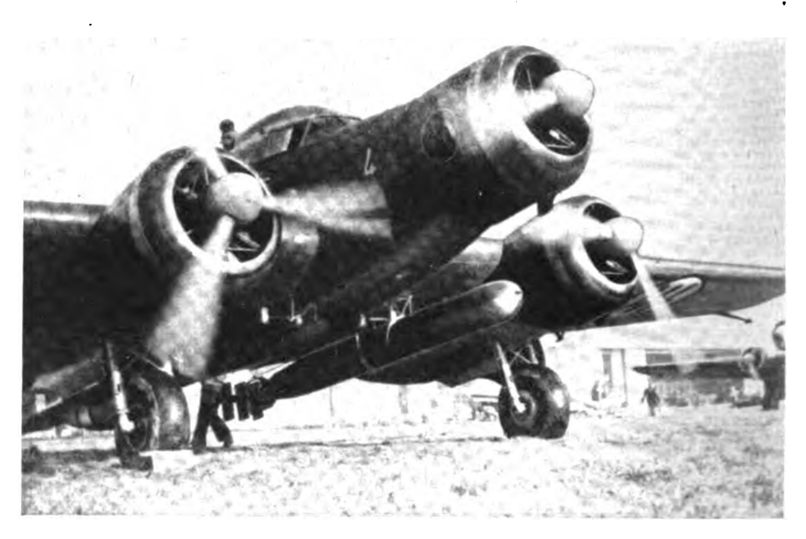


Abb. 10. Italienisches Kampfflugzeug mit am Rumpf befestigtem Lufttorpedo

Seitliche MG-Stände ergänzen diejenigen oberhalb und unterhalb des Rumpfes. Sie nehmen, wenn sie in den Rumpf eingezogen sind, einen sehr beschränkten Platz ein, während sie bei Verteidigungsaktionen eine sehr große Schwenkweite besitzen.

Die Waffen besitzen heute ballistische und mechanische Eigenschaften und haben sich als besonders wirksam erwiesen auch hinsichtlich der Munitionsausrüstung, die ganz erstklassig ist. Über die Munition selbst ist nichts Besonderes anzuführen. Seit geraumer Zeit verwendet die italienische Luftfahrt das Kaliber 12,7.

Man kann vielleicht hervorheben, daß bei den durchschlagenden Bomben unser Bestreben auf kleinere Kaliber gerichtet ist, weil bei gleichem Gewicht und gleicher Auftreffgeschwindigkeit damit die größte Durchschlagskraft verbunden ist. Notwendigerweise führt dieser Gedanke zur Vergrößerung des Hüllengewichtes im Vergleich zu dem Gewicht des Sprengstoffes. Es liegt jedoch auf der Hand, daß die Schäden einer Explosion im Schiffsinnern bei weitem größer sind als diejenigen auf Deck des Schiffes, auch wenn die Menge des Explosivstoffes im ersten Fall geringer ist als im zweiten. Diese durchschlagenden Bomben, die im besonderen gegen gepanzerte Einheiten und gegen Kriegsschiffe verwendet werden, bilden im wesentlichen die Munition der Sturzkampfflugzeuge, die zur Zeit in Italien gebaut werden.

Schon in der Frühzeit der Luftkriegsführung hat man in Italien die Wichtigkeit der Lufttorpedos eingesehen, die die Eigenschaften der Geschwindigkeit und daher der Überraschung des Luftangriffes mit den Vorteilen der U-Bootwaffe verbinden. Ausgedehnte und langwierige Untersuchungen haben dazu geführt, daß das Torpedo und seine empfindlichen Steuerorgane den durch Aufprall auf das Wasser entstehenden Kräften widerstehen können, auch wenn der Abwurf aus einer gewissen Höhe erfolgt. Man hat auch den bestmöglichen Auftreffwinkel gefunden, um zu vermeiden, daß das Torpedo flach über das Wasser springt oder zu tief einsinkt.

Es gibt zwei Angriffsarten mit dem Torpedo: Im ersten Fall erfolgt der Abwurf bei hoher Geschwindigkeit und in einer gewissen Höhe über dem Meere. Das Torpedo durchläuft daher zunächst in der Luft einige hundert Meter, taucht dann in das Wasser ein, sinkt einige Meter tief und fängt sich schließlich in der festgesetzten Höhe. Im zweiten Fall entwickelt sich der Angriff aus sehr niedriger Höhe, fast in Meeresspiegelhöhe, wodurch bei bestimmten Beleuchtungsverhältnissen die Überraschung begünstigt wird. In diesem Fall sinkt das Torpedo nicht tief ein, und deshalb wird dieses Verfahren für flache Gewässer und in Häfen bevorzugt. Beide Verfahren werden in Italien angewandt. Man muß aber hervorheben, daß das Torpedo eigentlich als Unterwasserwaffe der Marine entstanden ist und daher eine Reihe von Eigenschaften besitzt, die den fliegerischen Notwendigkeiten nicht entsprechen. Die Tendenz geht heute dahin, das Torpedo zu einer wirklichen Flugzeugwaffe zu entwickeln. Man ist vor allem bestrebt, es aus jeder Höhe abwerfen zu können und die Zeit der Gesamtbahn zu verkürzen; dabei soll die Flugbahn in der Luft verhältnismäßig kurz sein, so daß das Schiff nicht genügend Zeit hat, durch Manöver dem Angriff auszuweichen.

Zum Schluß sei noch ein kurzer Überblick über die Probleme der kolonialen Luftfahrt gegeben. Für die Tropen wurden besondere Flugzeugmuster nicht geschaffen; es wurden vielmehr diejenigen, die auch in Italien gebraucht wurden, verwandt. Zunächst setzte man nicht die neuesten Flugzeuge, sondern diejenigen ein, die der Aufgabe am besten gewachsen waren. Es waren dies Flugzeuge mit niedriger Flächenbelastung und dadurch bedingter geringer Lande-

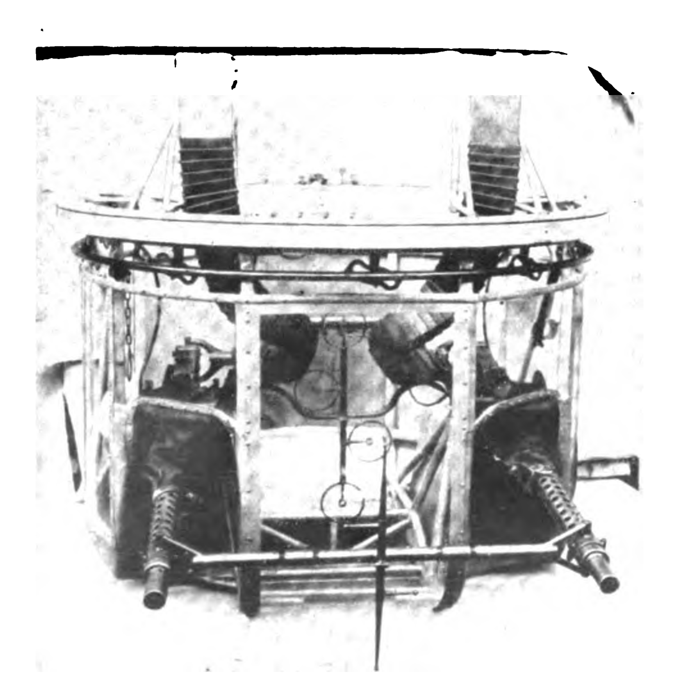


Abb. 9. Kanzel mit servogesteuertem MG.

und Startgeschwindigkeit, die durch ein festes Fahrgestell und das Fehlen von Hilfsflügeln usw. keine konstruktiven Schwierigkeiten aufwiesen. Als Folge der Verschärfung des Kolonialkrieges sind jetzt jedoch auf beiden Seiten auch die neuesten Baumuster eingesetzt worden, da man ständig nach Überlegenheit über den Gegner strebt.

In der kolonialen Luftfahrt müssen vor allem gegen den Sand wichtige Vorkehrungen getroffen werden. Der Betrieb der Motoren in den sandigen Gegenden Afrikas bringt, wenn man keine besonderen Vorrichtungen zum Schutz gegen den Sand trifft, eine schnelle Abnutzung der Zylinder mit sich. Die Motoren weisen dann schon nach 10 bis 15 Betriebsstunden allein wegen der Aufnahme von Sand beim Start und in niedriger Höhe sehr starke Abnutzungserscheinungen auf. Mit den gegen den Sand angewandten Schutzmaßnahmen erreicht man dagegen eine normale Betriebsdauer von 150 Stunden.

Zur Zeit werden als Schutz gegen den Sand zwei Typen von Luftansaugrohren verwendet, nämlich ein Gitter und ein Filter. Bei den Vorrichtungen der ersten Art wird der Sand an dichten Reihen von gitterförmig angeordneten Metallblättern, die gegen den Luftstrom schräg gestellt sind, zurückgeworfen und gleitet dann ab (Abb. 11). Dieses Verfahren benötigt keine besondere Instandhaltung, da der gesamte Sand abgeworfen wird. Die Wirksamkeit ist um so größer, je gröber und je trockener der Sand ist. Die ersten Baumuster dieser Vorrichtung waren jedoch sehr groß und erzeugten daher einen erheblichen zusätzlichen Widerstand. Später wurde mit der Anordnung im Innern des vorderen Teiles des NACA-Ringes der äußere Raumbedarf gleich Null, und der durch Störung der Strömung um den NACA-Ring verursachte zusätzliche Widerstand wurde beträchtlich herabgesetzt (Abb. 12).

Bei den Filtervorrichtungen wird der Sand vor allem durch Anhäufung auf einer engen Maschenfläche ferngehalten. Diese Bauart hat die Unbequemlichkeit, daß von Zeit zu Zeit der Filter wieder gereinigt werden muß. Es gelingt jedoch, mit dieser Vorrichtung einen hohen Prozentsatz an Sand zu entfernen, und zwar werden auch sehr feine Körner aufgehalten. Die Filter bestehen aus zwei Metallnetzen, zwischen denen sich eine doppelte Gazeschicht befindet. Durch Anordnung des Filters innerhalb eines quaderartigen Kastens hat man auf kleinem Raum eine große Aufnahmefläche zur Verfügung. Der Kasten ist derart eingebaut, daß man ihn sehr schnell herausnehmen kann; es genügt, ihn zum Säubern mit Benzin durchzuspülen. Vor der weiteren Verwendung wird er mit flüssigem Mineralöl angefeuchtet. Die einfache Anordnung läßt es zu, daß der Filter vor jedem Fluge gesäubert werden kann. Die Ansaugfähigkeit des Filters ist sehr stark und geht nur langsam in dem Maße, in dem sich der Filter mit Sand füllt, zurück. Bei den letzten Baumustern werden die größten und schwersten Sandteile durch Zentrifugalwirkung schon abgesondert, bevor sie sich auf dem Filter ablagern können. Der Einbau des Filters eignet sich dazu, normale dynamische Ansaugrohre zu verwenden, ohne den aerodynamischen Widerstand merklich zu vergrößern.

Wie bei den Motoren werden auch zum Schutz der mechanischen Teile Vorsichtsmaßnahmen durch Umwickeln mit Leder oder Gummi getroffen, so z. B. der Steuerorgane, die einer ständigen Kontrolle unterzogen werden müssen, weil ein Gemisch von Schmierfett und Sand diese Organe selbst leicht blockieren kann.

Mit diesen Darlegungen habe ich die Entwicklungsrichtungen der italienischen Luftfahrttechnik dargelegt, soweit es die Kürze der Zeit und militärische Erwägungen erlauben. Alle zuständigen Organe sind unter der Führung des Duce bemüht und entschlossen, aus der italienischen Luftfahrt eine immer bessere und stärkere Waffe zu machen. Die Jahre XVIII und XIX der faschistischen Zeitrechnung bilden eine Zeit von hervorragender Bedeutung für die italienische Luftfahrt, da in ihnen die größten Aufgaben der Luftfahrt in Angriff genommen und gelöst worden sind. Es handelt sich dabei um folgende Probleme:

1. Die Produktion der für die Kriegführung notwendigen Menge an Flugzeugen, Motoren und zugehörigen Materialien;
2. Die Überprüfung und Angleichung des experimentellen Konstruktionsprogramms an die Notwendigkeiten des Einsatzes, wobei die Erfahrungen des Krieges an den verschiedenen Fronten und die ausländischen Flugzeugkonstruktionen berücksichtigt werden müssen;
3. Die Änderung und Vervollkommnung des vorhandenen Materials, um die Flug- und Einsatzeigenschaften zu verbessern und das Flugmaterial noch geeigneter für die Kriegsaufgaben zu machen.

Der Duce hat hervorgehoben, daß das wesentlichste Problem für die Luftfahrt die Qualität ist. Der Fortschritt hinsichtlich der Qualität ist im vergangenen Jahre von größter Bedeutung gewesen, und die zukünftigen Ereignisse werden dies beweisen.

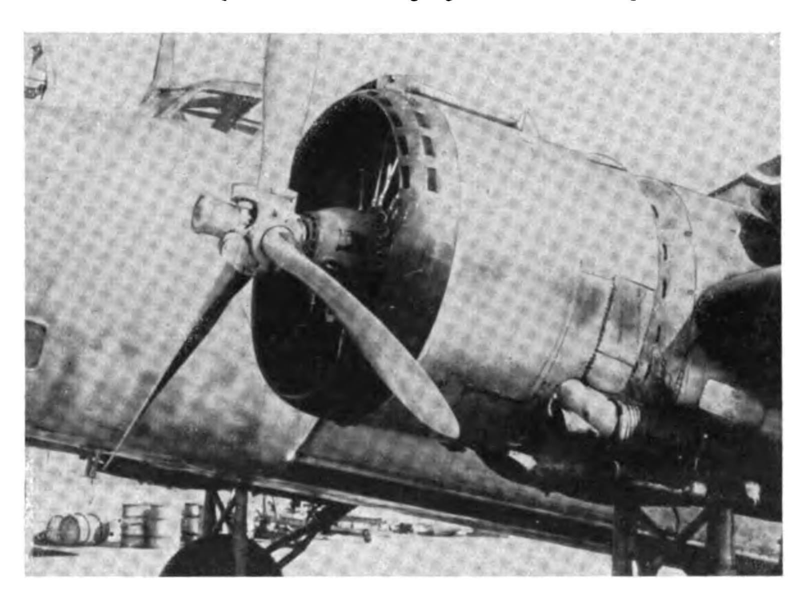




Abb. 12. NACA-Ring mit eingebautem Sandfilter



Die Luftwaffen des Großdeutschen Reiches und Italiens, die durch so tiefe Bande der Freundschaft und der brüderlichen Zusammenarbeit verbunden sind, stellen unter der Führung des Führers und des Duce entscheidende Faktoren für den unausbleiblichen Sieg der Achsenmächte dar.

Bilder (10) und Zeichnungen (2): Verfasser

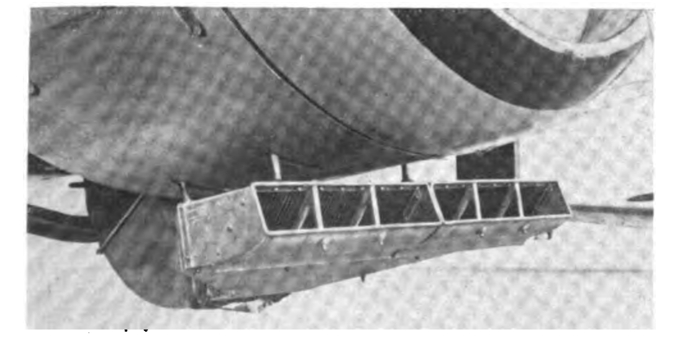


Abb. 11 (links). Gitterfilter gegen den Wüstensand

Adolf Baeumker zum 50. Geburtstag

Die Deutsche Akademie der Luftfahrtforschung gedachte auf einer Sitzung am 11. Juli ihres Kanzlers, des Chefs der Forschungsabteilung im Technischen Amt des Generalluftzeugmeisters, Ministerialdirigent Baeumker, der am 14. Juli 1941 50 Jahre alt wurde.

Professor Dr.-Ing. e. h. Messerschmitt würdigte als Vizepräsident der Akademie in einer Ansprache, die infolge seiner Erkrankung von Professor Prandtl verlesen werden mußte, die Verdienste Baeumkers um den Aufbau der deutschen Luftfahrtforschung, wobei er besonders seine vielfachen unmittelbaren Anregungen auf wissenschaftlich-technischem Gebiet und seine überragenden organisatorischen Fähigkeiten erwähnte. Baeumker habe es verstanden, der deutschen Luftfahrtwissenschaft und -technik auch nach außen ein Ansehen zu verschaffen, das weit über das Inland hinausreicht. Vor allem habe er die deutsche Luftfahrtforschung unter Führung des Reichsmarschalls so entwickeln und führen können, daß ihr Aufbau und ihre Arbeitsweise für andere Wissensgebiete zum Vorbild wurde.

Die Technische Hochschule Braunschweig ernannte Baeumker am 14. Juli für seine hervorragenden Verdienste um den Aufbau der deutschen Luftfahrtforschung zum Ehrensenator; gleichzeitig wurde er von der TH. München zum Ehrenbürger ernannt.

Ministerialdirigent Baeumker, der sich zur Erholung von schwerer Krankheit zur Zeit in Badenweiler aufhält, erhielt an seinem Geburtstage die Glückwünsche der deutschen Luftfahrtforschungsanstalten, der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung, der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung, der Deutschen Lufthansa und vieler einzelner Persönlichkeiten und weiterer Organisationen der Luftfahrt.

Am 14. Juli d. J. beging Ministerialdirigent Adolf *Baeumker*, Chef der Forschungsabteilung im Technischen Amt des Reichsluftfahrtministeriums, seinen 50. Geburtstag begangen. Mit besonderer Herzlichkeit und Anteilnahme haben die Gedanken seiner zahlreichen Freunde und seiner Mitarbeiter aus dem Bereich der Luftfahrtforschung an diesem Tag bei ihm geweilt. Hat doch Adolf *Baeumker* während der vergangenen Wochen gerade eine schwere Erkrankung durchgemacht, die uns mit banger Sorge erfüllte, die er aber nunmehr wieder mit unbeugsamer Willenskraft überwunden hat, so daß uns an seinem Geburtstag die Hoffnung erfüllen durfte, ihn bald wieder in unserer Mitte als Lenker unserer Arbeit zu sehen. Es begleiten ihn hierbei die Wünsche aller Angehörigen der Luftfahrtforschung, daß es ihm noch recht lange vergönnt sein möge, zum Wohle und Fortschritt der Luftfahrtforschung seine Energie und sein Talent für wissenschaftliche Aufgabenlenkung, seinen Ideenreichtum für Aufgabenstellung und seine Feinfühligkeit für die Betreuung der Wissenschaft zur Verfügung stellen zu können.

Adolf *Baeumker* entstammt einem eingesessenen westfälischen Bauerngeschlecht. Hier liegen die Wurzeln seiner Kraft und Beharrlichkeit in der Verfolgung und Durchführung seiner als richtig erkannten Planungen, die er, vor Schwierigkeiten und Rückschlägen nicht zurückschreckend, zielbewußt zur Durchführung bringt. Die wissenschaftliche Laufbahn seines Vaters erweckte auch in ihm die geistigen Interessen, die Achtung vor der Wissenschaft und die Liebe zur Kunst, so daß schon in der Jugend Grundlagen geschaffen wurden, die uns heute in der Luftfahrtforschung den erfahrenen Mann so wertvoll machen. Die Jugendjahre im Elsaß, dem Grenzland, welches stets in wachsamer Bereitschaft gegen feindlichen Zugriff stehen mußte, begeisterten ihn für die Offizierslaufbahn, die er sich zum Beruf bestimmte.

Als Leutnant und Bataillonsadjutant zog *Baeumker* 1914 ins Feld und machte die Schlachten im Elsaß mit. Bald wurde ihm der weitere Ausbau der Festungswerke von Straßburg übertragen. Die schönste und größte Aufgabe dieses Kommandos war die Aufstellung des Gesamtentwurfes für die Befestigung des Donon-Gebietes in den Nordvogesen, die er nach damals gänzlich neuartigen, auch heute noch gültigen Grundsätzen durchführte. *Baeumkers* Interesse für den Ausbau von Festungswerken ist seit jener Zeit niemals erloschen. Es waren glückliche Stunden der Erinnerung für ihn und ein genußreiches Erlebnis für seine Freunde, die ihn im Sommer 1940 zu den Vogesen und in die gewaltigen Befestigungswerke der Franzosen begleiten konnten, gerade in jenes Gebiet, das *Baeumker* selbst vor 25 Jahren ausgebaut hatte. Die Anlage der Donon-Befestigung brachte *Baeumker* zur Luftwaffe. Noch unausgebildet im Luftbildwesen überprüfte er die von ihm geschaffenen Anlagen auf dem Donon im Luftbild, und diese Flüge waren entscheidend für seine weitere militärische Laufbahn. Trotz der Aussicht auf eine Verwendung im Generalstab verzichtete *Baeumker* auf diesen Erfolg versprechenden Einsatz und wurde aus Liebe zur Fliegerei Flugzeugbeobachter. Die Jahre 1916 und 1917 sahen ihn in dieser Eigenschaft in verschiedenen Kommandos an der Front.

Das letzte Kriegsjahr führte *Baeumker*, infolge seiner besonderen Eignung zum Generalstabsoffizier, nochmals zur Truppe. Als Generalstabsoffizier einer Division im Westen nahm er teil an den folgenschweren Kämpfen des August und Oktober 1918, die das Ende des Krieges herbeiführten.

Der November 1918 stellte die Weltkriegsgeneration vor eine harte Schicksalswende, die nicht nur das Vaterland traf, sondern jeden einzelnen persönlich ergriff und ihn je nach der Härte seines Willens, der Kraft und Entschlossenheit seines Handelns und der Ehrlichkeit und Anständigkeit seines Charakters einen neuen Weg des Sich-Durchsetzens und Wiederaufstieges wies oder ihn in Wankelmut, Hoffnungslosigkeit oder gar Charakterlosigkeit untertauchen und verschwinden ließ. *Baeumker* verblieb, dank seiner gerade für eine kleine Wehrmacht wertvollen Begabung und seiner besonderen Fähigkeiten, auch nach dem Weltkrieg beim Heer. Aus jener für einen deutschen Offizier besonders schweren Zeit hat ihm das zweijährige Kommando beim Wehrkreiskommando III Berlin unter Oberstleutnant, heute Generalfeldmarschall *von Bock* besonders nachhaltigen Eindruck und dankbarste Erinnerung hinterlassen. Auch die zweijährige Arbeit an organisatorischen und waffentechnischen Planungen und Problemen im Truppenamt der Heeresleitung hat *Baeumker* ein vielseitiges, für seine spätere Laufbahn besonders wertvolles Wissen und eine Fülle von Erkenntnissen des für den Wiederaufbau einer Luftmacht Notwendigen und Wichtigen vermittelt.

In jenen Jahren gab es eine erlaubte öffentliche Luftfahrtbetätigung nur auf dem Gebiete der Luftfahrtwissenschaft und beim jungen deutschen Flugsport, der auf der Wasserkuppe in der Rhön im motorlosen Flug entstanden war. Beiden gehörte die Mitarbeit, das Verständnis und die Kameradschaft von *Baeumker*. Blättert man einmal zurück in den Zeitschriften und Jahrbüchern der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt auf jene Jahre, in denen wir das



geistige Ringen gegen die Erlahmung des Luftfahrtgedankens in Deutschland finden und in denen sich die wissenschaftlichen Anstrengungen widerspiegeln, trotz der Unterdrückung eines eigenen Flugwesens teilzuhaben an dem Fortschritt der Luftfahrt, so finden wir bei dieser Rückschau *Baeumkers* Namen oft, nicht nur in den Berichten des Vorstandes und Vorstandsrates der WGL., sondern auch an der Spitze eigener vorausschauender Arbeiten. Es verlohnt sich gerade heute, nachdem Wirklichkeit geworden ist, was damals nur Hoffnung sein konnte, einen Bericht zu lesen, den *Baeumker* 1925 in der ZFM über „Die Selbständigkeit einer Luftstreitmacht" geschrieben hat, in dem man zahlreiche Gedanken des Ausbaues und Einsatzes findet, die ihre Gültigkeit heute erwiesen haben.

Bei der Segelflugjugend auf der Wasserkuppe traf man *Baeumker* alljährlich zum Segelflugwettbewerb. Er kam nicht als tatenloser Zuschauer, sondern als sachverständiger Berater, kritischer Beurteiler und treuer Kamerad. *Baeumker* hat die Kampfzeit des Segelfluges miterlebt. Wir haben auf der Wasserkuppe seine Kritik geschätzt und geachtet, weil sie immer gerecht gewesen ist und stets in fortschrittlichen Anregungen gipfelte, weil sie von einem Freund des Segelfluges kam, der der fliegenden Jugend helfen wollte.

Eine schwere, persönlich undankbare und entsagungsvolle Aufgabe wurde *Baeumker* 1926 und 1927 übertragen, als er als deutscher militärischer Luftfahrtdelegierter auf der sogenannten Abrüstungskonferenz in Genf einen hoffnungslosen Kampf für deutschen Anspruch und deutsche Ehre durchfechten mußte. Ein solcher Kampf vermag persönlich nur Unbefriedigung und Erbitterung zu hinterlassen, von der auch *Baeumker* nicht verschont geblieben ist, die sich sogar so stark bei ihm auswirkte, daß er im Jahre 1927 seinen Abschied bei der Wehrmacht genommen hat und in das Reichsverkehrsministerium als Referent für technische Neuentwicklungen und für Forschungsangelegenheiten der Luftfahrt übergetreten ist. Auch die Betreuung dieses Aufgabengebietes war damals mit nicht geringen Schwierigkeiten verbunden. Ganz abgesehen davon, daß sich die Luftfahrt auf den zivilen Luftverkehr und privaten Luftsport beschränkte und deshalb neue Entwicklungen nur im geringen Ausmaße durchgeführt werden konnten, haben vielfach politische und parlamentarische Einflüsse dem eigenen Wollen entgegengewirkt und die auf die Zukunft gerichtete Arbeit außerordentlich erschwert oder gar hintertrieben. Wenn auch die Luftfahrtforschung damals noch verhältnismäßig klein war und nur wenige Versuchsanstalten und einige kleine wissenschaftliche Institute an Technischen Hochschulen umfaßte, so bahnte sich doch schon damals im Deutschen Forschungsrat für Luftfahrt unter *Baeumkers* Leitung die verständnisvolle enge, von gegenseitiger persönlicher Achtung und Freundschaft getragene Zusammenarbeit der deutschen Luftfahrtforschung an.

Erst nach dem Erstehen eines neuen Deutschland unter *Adolf Hitler* und der Schaffung einer großen Luftwaffe konnte *Baeumker* seine Eignung und Befähigung zur Betreuung und zum Ausbau einer großzügigen, neuartigen Luftfahrtforschung zur vollen Entfaltung bringen. Geschult nach den besten Grundsätzen des preußischen Offiziers im Frieden und im Krieg, gereift in den bitteren, entsagungsreichen Jahren der Nachkriegszeit, übernahm *Baeumker* 1933 seine Lebensaufgabe mit dem Auftrag des Reichsministers der Luftfahrt und Oberbefehlshabers der Luftwaffe Hermann *Göring*, die modernste, leistungsfähigste Luftfahrtforschung in kürzester Zeit zu schaffen. Wer *Baeumker* im Jahre 1933 im damaligen Reichskommissariat für die Luftfahrt mit zwei jungen Mitarbeitern die Durchführung dieser Aufgabe übernehmen sah und heute überblickt, welche Luftfahrtforschung er im Verlauf der vergangenen acht Jahre neu geschaffen hat, der wird zugestehen, daß es zur Durchführung dieser Aufgabe des Einsatzes der ganzen Persönlichkeit bedurft hat, deren besonderer Wert für diese Aufgabe bei *Baeumker* auf der großen organisatorischen Erfahrung, seinem Ideenreichtum, seiner persönlichen Liebe zur Wissenschaft und seiner feinfühligen, verständnisvollen Einstellung zum Forscher selbst beruht. Es erübrigt sich, die Forschungsanstalten aufzuführen, die *Baeumker* in den vergangenen Jahren neu geschaffen hat und wie stark der persönliche Einfluß gewesen ist, den *Baeumker* auf die Planung, die architektonische Gestaltung, den Ausbau und die personelle Besetzung dieser Forschungsanstalten ausgeübt hat. Es ist sein großes Verdienst, daß die deutsche Luftfahrtforschung nach den langen Jahren der Unterbrechung so schnell und rechtzeitig erstanden ist, daß ihre Arbeiten noch vor dem Beginn des neuen Ringens um die Existenz unseres Vaterlandes wirksam sein konnten.



Bild: Stoll

Die Jahre der Aufrüstung erlaubten nur in geringem Maße einen öffentlichen wissenschaftlichen Gedankenaustausch, wie er früher in der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt möglich gewesen ist. Um jedoch die notwendige enge Zusammenarbeit auf verschiedenen Fachgebieten sicherzustellen, wurde von *Baeumker* im Jahre 1933 die Vereinigung für Luftfahrtforschung geschaffen, die sich nicht wie früher die WGL. aus freien Mitgliedern zusammensetzte, sondern deren Mitarbeiter von dem Ministerium in die verschiedenen Fachausschüsse berufen wurden. Schon in wenigen Jahren hatte sich die Vereinigung für Luftfahrtforschung mit ihren zahlreichen Fachausschüssen zum Sammelpunkt des wissenschaftlichen Gedankenaustausches der Forschungsanstalten und -institute, der Industrie und Luftwaffendienststellen herausgebildet, so daß es weiterhin nicht mehr zweckmäßig erschien, die neugegründete Vereinigung und die frühere Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt unabhängig voneinander arbeiten zu lassen, sondern in einer einheitlichen, großen wissenschaftlichen Vereinigung, der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung, zusammenzufassen. Die bisherigen Jahresversammlungen dieser Gesellschaft in Berlin und München werden allen Teilnehmern noch in Erinnerung sein durch ihren wissenschaftlich, künstlerisch und gesellschaftlich repräsentativen Rahmen, den *Baeumker* diesen Veranstaltungen durch persönliche Initiative gegeben hat. Seine schöpferischen Ideen und weitsichtigen Planungen für eine großzügige, vollkommene Ausgestaltung der Luftfahrtforschung fanden ihren Höhepunkt in der Schaffung der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung, der ersten technischen Akademie, aufgebaut auf den hohen Prinzipien der alten wissenschaftlichen Akademien, welche der forschenden Persönlichkeit ungehemmt von organisatorischen und verwaltungsmäßigen Notwendigkeiten eine freie Entfaltung ihres wissenschaftlichen Denkens, Wissens und Könnens ermöglicht. Die Deutsche Akademie der Luftfahrtforschung steht gerade jetzt vor dem Ende ihrer ersten fünfjährigen Arbeitsperiode. Die in dieser Zeit von ihren Mitgliedern geleistete Einzel- und Gemeinschaftsarbeit möge *Baeumker* beweisen, daß seine unablässigen Bemühungen und Anstrengungen als Kanzler der Akademie die erhofften Früchte gezeitigt haben.

Die gesamte Luftfahrtforschung ergreift freudig die Gelegenheit seines 50. Geburtstages, *Baeumker* für sein Werk zu danken, das er selbstlos geschaffen hat, damit die Forschung leben und wirken kann.

Walter *Georgii*

Eigenschaften der Magnesium-Legierungen für Konstruktion und Werkstattverarbeitung

von Ing. KURT RENNER, Bitterfeld

Einleitung

Bekanntlich umschließen die Leichtmetalle zwei Legierungsgruppen, und zwar die Aluminium-Legierungen und die Magnesium-Legierungen. Diese beiden Legierungsgruppen unterscheiden sich durch ihre technologischen, chemischen und physikalischen Eigenschaften. Als besonderes Kennzeichen zur Unterscheidung der beiden Legierungsgruppen ist das spezifische Gewicht anzusehen. Während das spezifische Gewicht der Aluminium-Legierungen im Mittel 2,8 beträgt, haben die Magnesium-Legierungen nur ein solches von etwa 1,8. Die Magnesium-Legierungen sind somit um etwa ein Drittel leichter als die Aluminium-Legierungen. Die folgenden Ausführungen sollen einen Überblick geben über die Eigenschaften und Weiterverarbeitung der Magnesium-Legierungen, soweit sie den Konstrukteur und Betriebsfachmann interessieren. Außerdem soll die werkstoffgerechte Gestaltung von Bauteilen aus Magnesium-Legierungen besprochen werden.

Reinmagnesium

Magnesium wird durch elektrochemische Verfahren, d. h., durch Elektrolyse von Chloriden des Magnesiums gewonnen. Es sind auch Verfahren für die Gewinnung von Magnesium durch elektrothermische Reduktion mittels Ferrosilizium, Calciumkarbid, Kohle usw. in der Entwicklung, die jedoch noch nicht zur großindustriellen Reife gediehen sind. Als Ausgangsstoff können sowohl die natürlichen Vorkommen der Chloride, z. B. Karnallit, herangezogen werden, als auch die karbonatischen Verbindungen Magnesit und Dolomit. Das Reinmagnesium hat im Gegensatz zum Reinaluminium nur ein kleines Anwendungsgebiet gefunden, z. B. für pyrotechnische Zwecke und als Komponente für andere Legierungen, in erster Linie auf Aluminiumgrundlage.

Magnesium-Legierungen

Einen sehr beachtlichen Anwendungsbereich haben dagegen die Magnesium-Legierungen gefunden. Die wichtigsten Legierungs-Komponenten sind Al-Zn-Mn-Si. Durch diese Legierungssätze werden besonders die Festigkeitseigenschaften wesentlich verbessert. Abb. 1 zeigt eine Übersicht über die

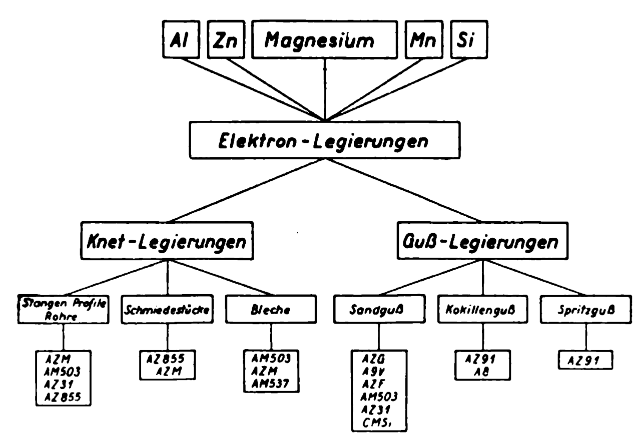


Abb. 1. Übersicht der Elektron-Legierungen

wichtigsten Magnesium-Legierungen, die unter dem der I. G. Farbenindustrie Aktiengesellschaft geschützten Warenzeichen „Elektron" allgemein bekanntgeworden sind.

Ausgehend vom Reinmagnesium mit Legierungszusätzen unterteilen sich diese Legierungen zunächst in zwei Hauptgruppen, und zwar Knet- und Gußlegierungen. Diese beiden Hauptgruppen unterteilen sich wieder je nach Verwendungszweck auf der Seite der Knet-Legierungen in: Stangen, Profile, Rohre — Schmiedestücke — und Bleche.

Bei den Guß-Legierungen gibt es je nach Verwendungszweck drei Arten: Sandguß, Kokillenguß und Spritzguß.

Unter diesen Halbfabrikaten sind die zugehörigen Legierungen angegeben. Sie unterscheiden sich im wesentlichen durch ihre Analyse und mechanischen Eigenschaften. Die mechanischen Eigenschaften der Legierungen, die für Stangen, Profile, Rohre und Schmiedestücke in Frage kommen, sind in Zahlentafel 1 zusammengestellt.

Stangen Profile und Rohre aus Elektron.

Stangen, Profile usw., die bei Stahl durch Walzen hergestellt werden, lassen sich in Leichtmetall am zweckmäßigsten auf Strangpressen anfertigen, da sich dieses Verfahren als sehr wirtschaftlich erwiesen hat und außerdem werden hierdurch ausgezeichnete Werkstoffqualitäten erzeugt. Abb. 2 zeigt das Prinzip des Strangpreßverfahrens. Der in der Kokille hergestellte Gußblock wird im Ofen auf die Verarbeitungstemperatur, die je nach Legierung verschieden ist, erhitzt und in der hydraulischen Strangpresse durch die Matrize gepreßt. Die Öffnung der Matrize entspricht hierbei der Profilform. Die grobe Gußstruktur des Blockes wird durch dieses Verfahren zu einem feinkörnigen, sehnigen Gefüge in der Fließrichtung der Stangen. Die Festigkeit und Dehnung, die im Gußblock verhältnismäßig gering waren, werden in der gepreßten Stange beträchtlich erhöht. Das Verfahren[1]) hat den weiteren Vorteil, daß eine Reihe von Profilen, die sich in der Walze überhaupt nicht oder nur sehr schwer anfertigen lassen, nach dem Preßverfahren ohne weiteres herstellbar ist.

Abb. 3 zeigt eine Reihe von Profilen für Leichtmetallegierungen und gibt gleichzeitig Aufschluß über die technischen Vorteile, die durch Ausnutzung zweckmäßiger Profilformen möglich sind. Profil c), d) und e) stellen Profile dar, wie sie im Flugzeugschwimmerbau Anwendung finden. Profil h_1) und h) sind zur Herstellung kleiner Lagerböcke geeignet. Es werden schmale Streifen aus dem entsprechenden Profil mittels schnellaufender Band- oder Kreissägen herausgeschnitten, wodurch ein billiges Rohteil für die Herstellung solcher Böcke angefertigt wird. Profil g) wird im gleichen Sinne für die Herstellung von Dreibeinstativköpfen benutzt. Profil i) stellt ebenfalls ein Schwimmerprofil dar, das schräg durchgeschnitten wurde, um auf billige Art und Weise eine stabile Kielflosse am Heck eines Schwimmers zu erhalten. Als Werkstoff für die Schwimmerprofile kommt naturgemäß nur eine geeignete Aluminiumlegierung, z. B. Hydronalium, in Frage. Wieviel Arbeit durch die Herstellung eines günstigen Preßprofiles gespart werden kann, zeigt Profil f), das für

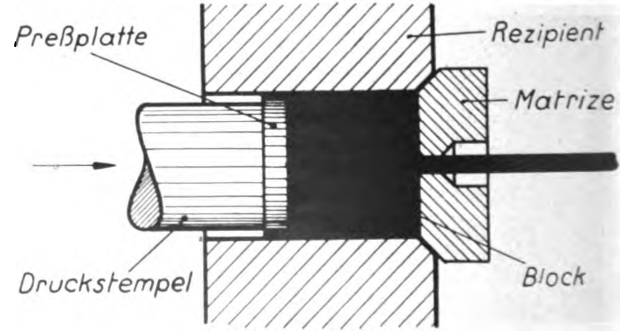


Abb. 2. Strangpreßverfahren

[1]) *Vgl. de Ridder: Die Gestaltung von Bauteilen in Magnesiumlegierungen. Werkstoff Magnesium. VDI-Verlag 1939.*

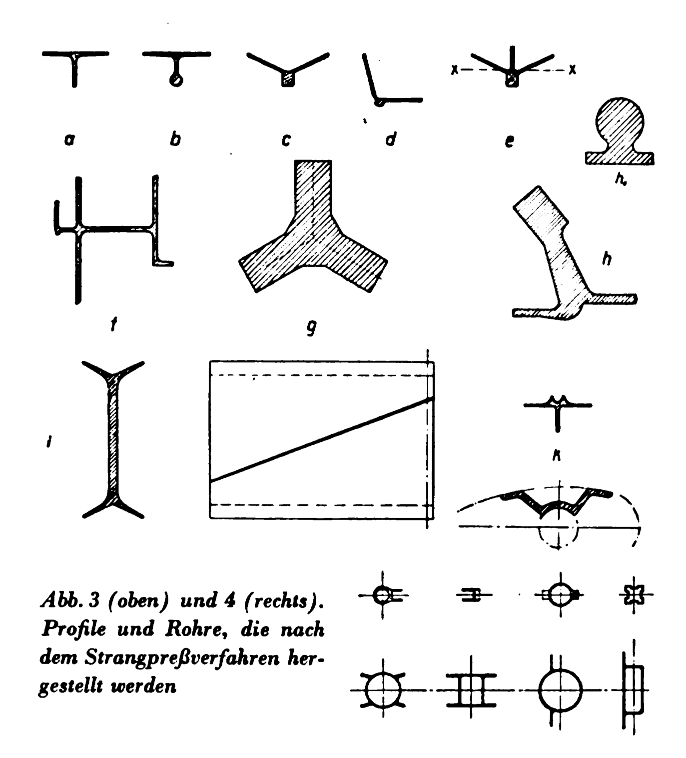


Abb. 3 (oben) und 4 (rechts). Profile und Rohre, die nach dem Strangpreßverfahren hergestellt werden

Eisenbahntriebwagen Verwendung findet. Dieses Profil ist beim Triebwagen über den Fenstern als Obergurtprofil eingebaut. Es enthält die Flanschen für die Säulen, für die Dachspriegel und außerdem die fertige Regenrinne und einen Flansch zur Befestigung des im Wagen längs durchlaufenden Gepäcknetzes. Über k) ist ein Profil dargestellt, das eine vorteilhafte Befestigung von Brennstoffbehältern ermöglicht. Dieses Profil wird als T-Profil in die Behälter eingeschweißt und enthält gleichzeitig außen eine Rille zur Aufnahme des Drahtseiles. Unter k) ist ein Profil dargestellt, das in schmale Abschnitte geschnitten, billige Lagerböcke für Flugzeug-Stielverkleidungen ergibt.

Nach dem gleichen Verfahren werden auch nahtlose Rohre hergestellt. Der gegossene Block wird zu diesem Zweck durchbohrt, und zwar mit einem Lochdurchmesser, der etwa dem Rohr-Innendurchmesser entspricht. Am Druckstempel bzw. an der Preßplatte befindet sich in diesem Fall ein Dorn, dessen Durchmesser die Abmessung des Rohr-Innendurchmessers hat. Der Dorn muß so lang sein, daß er bis in die Matrize hineinragt.

Außer den normalen Rohren können auch Rohre mit Rippen und sonstigen Ansätzen, wie sie auf Abb. 4 dargestellt sind, durch das Strangpreßverfahren, z. T. mit anschließendem Nachziehen, hergestellt werden. Derartige Hohlprofile werden im Flugzeugbau aus Festigkeitsgründen vielfach angewendet.

Das Biegen von Stangen, Profilen und Rohren aus Elektron[2])

Für Stangen, Profile und Rohre kommen im allgemeinen die drei Legierungen AZM, AZ 31 und AM 503 in Anwendung. Die Legierung AZM hat gute Festigkeitseigenschaften und kommt daher als Konstruktionswerkstoff in Frage. Die Legierung AZ 31 ist besser verformbar als AZM, hat aber etwas niedrigere Festigkeitswerte. Die Legierung AM 503 ist am besten verform- und schweißbar. Infolge ihres guten Korrosionsverhaltens wird sie überall dort verwendet, wo besondere Anforderungen an Witterungsbeständigkeit gestellt werden.

Wie später noch eingehend beschrieben wird, sind die Elektron-Legierungen in kaltem Zustand nur wenig verformbar. Beeinflußt wird die Biegefähigkeit der Profile in hohem Maße von der Profilabmessung, der Lage des Querschnittes

[2]) *Vgl. K. Renner: „Werkstoffgerechte Kalt- und Warmverformung von Blechen, Profilen und Rohren aus Magnesium-Legierungen", TZ für praktische Metallbearbeitung, Jahrgang 51, 1941, Nr. 5 bis 8.*

Zahlentafel 1. Mechanische Eigenschaften der Preß- und Schmiedelegierungen[1])

Legierung	Kennfarbe	Bezeichnung n. DIN 1717	Flieg-werkstoff	Elastizitäts-Grenze (0,02 %) kg/mm²	Streck-grenze (0,2 %) kg/mm²	Zug-festigkeit kg/mm²	Bruch-dehnung (δ_{10}) %	Bruchquer-schnittsver-minderung %	Druck-festigkeit kg/mm²	Quetsch-grenze (0,2 %) kg/mm²	Elastizitäts-Maß kg/mm²	Brinellhärte (H 5/250/30) kg/mm²	Kerbschlag-zähigkeit mkg/cm²	Scher-festigkeit kg/mm²	Dauerbiege-festigkeit kg/mm²	Richtlinien für die Verwendung
AZM	gelb-weiß-gelb	Mg-Al 6	3510.1 3510.2	17–19	20–22	28–32	10–16	15–30	38	14	4500	60	0,7	15	14–17	Für beanspruchte Konstruktionsteile. Hauptsächlich als Stangen, Profile und Rohre
AZ 855	gelb-blau	Mg-Al 9	3515.0	18–20	21–23	30–33	8–12	10–25	39	14[2])	4500	65	0,6	15	14–17	Stangen und hochbeanspruchte Schmiedestücke
AZ 31	gelb-schwarz	Mg-Al 3		14–16	18–20	25–28	8–15	25–35	37	10	4000	52	0,9	14	11	Leicht verformbar. Hauptsächlich als Stangen, Profile u. Rohre
AM 503	gelb-rot	Mg-Mn	3501.1 3501.2	8–10	16–20	22–30	1,5– 5	2– 5	33	12	4200	42	0,7	13	7,5	Für Stangen, Profile, Rohre und Preßteile. Gut korrosionsbeständig und schweißbar
Z 1 b	gelb-rot-blau	Mg-Zn		8–12	12–15	25–27	15–18	20–30	36	10	4100	52	0,9	14	—	Stangen und Profile für farbig zu beizende Teile

[1]) *Die Zahlen wurden an Stäben ermittelt, die in der Längsrichtung der Mittelzone gepreßter Stangen von ausreichendem Verpressungsgrad (bis 80 mm Durchmesser) entnommen wurden: bei größeren Querschnitten sind die Werte entsprechend niedriger. Die Zahlen gelten auch für Rohre und Profile von 1 mm Wanddicke und darüber; bei geringeren Wanddicken liegt die Zugfestigkeit um 1 kg/mm², die Bruchdehnung um 1% niedriger. Bei Rohren der Legierung AZM liegt außerdem die Streckgrenze ohne Rücksicht auf die Wanddicke etwa 2-4 kg/mm² niedriger, als in der Zahlentafel angegeben. Die Festigkeitszahlen von Schmiedestücken hängen in größerem Maße von der Eigenart der einzelnen Teile ab; Angabe von Garantiewerten nur nach besonderer Vereinbarung. Nähere Zahlenangaben über die Streckgrenze, Zugfestigkeit und Bruchdehnung der einzelnen Halbzeugformen sind in den betreffenden Fliegwerkstoff-Leistungsblättern des RLM enthalten.*

[2]) *In Schmiedestücken kann je nach Art des Teils eine Quetschgrenze bis 18 kg/mm² erreicht werden.*

zur Biegeebene, den Wandstärkenverhältnissen und der Legierung. Aus diesem Grunde lassen sich allgemeine Richtlinien nicht aufstellen. Einen Anhalt der Biegefähigkeit von Profilen im kalten und warmen Zustand geben die Werte von Flachschienen. So können Flachschienen der Legierung AM 503 in kaltem Zustand um einen Biegeradius, der etwa der 10fachen Materialdicke entspricht, gebogen werden. Bei Erwärmung des zu verformenden Profiles auf 280—320° verbessert sich der Biegeradius auf 2,5 bis 4 × Materialdicke.

Das Kaltbiegen erfolgt, wie bei anderen Werkstoffen, in Biegemaschinen, während die Verformung in der Wärme zweckmäßiger von Hand unter Verwendung von geeigneten Schablonen vorzunehmen ist. Halb geschlossene Profile und solche, deren Profilschenkel beim Biegen in der Maschine oder in der Vorrichtung nicht genügend abgestützt werden können, sind zur Vermeidung von Einknickungen durch Stahlblecheinlagen auszufüllen. Bei Profilen, die nur an einzelnen Stellen kurze Biegungen erhalten, kann eine wesentliche Arbeitserleichterung durch einen entsprechenden Stegausschnitt erreicht werden.

Bei einer Temperatur von 280—320° können Elektron-Rohre bis zu einem kleinsten Biegeradius von 2 × Rohraußendurchmesser, gemessen an der Innenseite des Rohrbogens, gebogen werden. In kaltem Zustand erhöht sich der Radius auf 8—10 × Außendurchmesser. Beim Biegen in der Schablone oder im Schraubstock wird das Rohr, wie allgemein üblich, mit feinen trockenen Sand gefüllt. Die zu biegende Stelle ist wiederholt mit der Gasflamme anzuwärmen, wobei die Außenzone des Rohrbogens mehr anzuwärmen ist, da sich Elektron besser staucht als streckt. Die normalen Rohrbiegemaschinen können auch für Elektron verwendet werden. Für die Herstellung kleiner Rohrbögen in Biegemaschinen ist es notwendig, an der geeigneten Stelle der Maschine einen Gasbrenner anzubringen.

Elektron-Schmiedestücke[3])

Die Elektron-Legierungen werden auch als Werkstoff für Gesenkpreßteile und Schmiedestücke infolge ihrer ausgezeichneten Eigenschaften in großem Umfang verwendet. Für diese Teile kommen insbesondere die beiden Legierungen AZM und AM 855 in Frage. Gesenkpreßteile und Schmiedestücke eignen sich besonders für Bauteile, die den allerhöchsten Beanspruchungen ausgesetzt sind. Abb. 5 zeigt als Beispiel einen Flugmotor, der in geschmiedeten Elektron-Trägern befestigt ist. Derartige Träger werden serienweise verwendet für Motoren auch höchster Leistung. Abb. 6 gibt einen Überblick über die Gleichmäßigkeit der Festigkeitseigenschaften innerhalb eines Triebwerkträgers aus der Elektron-Legierung AZM.

Bei der Konstruktion von Elektron-Schmiedestücken empfiehlt sich eine enge Zusammenarbeit mit dem Hersteller, um in gemeinsamer Prüfung die zweckmäßigste Gestaltung der Elektron-Schmiedeteile vorzunehmen, damit sie schmiede- und festigkeitstechnisch fehlerfrei herstellbar sind. Abb. 7 zeigt die zweckmäßige Ausbildung der Rippen an Schmiedestücken bei verschiedenen Größen. Mit Rücksicht auf guten Materialfluß sind die angegebenen Konizitäten möglichst einzuhalten. Kleinere Radien können zu Faltenbildung und Schubbrüchen führen. Abb. 8 zeigt Gesenkpreßteile aus Elektron, wie sie im Flugzeugbau Verwendung finden.

Elektron-Bleche

Für die verschiedenen Verwendungszwecke wurden mehrere Blech-Legierungen entwickelt, die den jeweiligen Anforderungen angepaßt sind. Die wichtigsten Blech-Legierungen sind AM 503, AM 537 und AZM.

[3]) *H. Altwicker: „Spanlose Formung von Magnesium-Legierungen", Werkstoff Magnesium. VDI-Verlag 1939.*

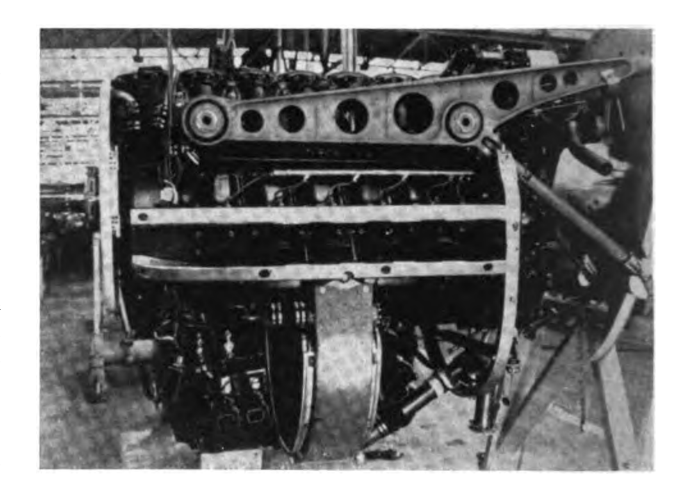
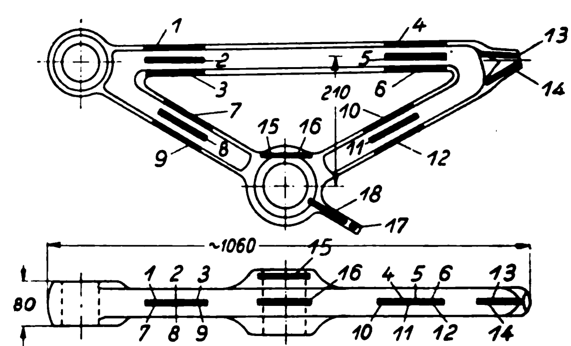
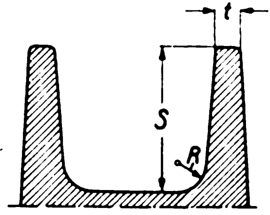


Abb. 5. Elektron-Schmiedestück als Triebwerkträger



Probestab	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18
Kz in kg/mm²	31,4	31,7	30,8	31,9	31,6	31,5	30,5	31,0	31,3	31,3	30,7	31,6	31,1	31,2	31,2	29,2		30,8
δ in %	13,2	12,4	13,7	11,8	10,6	13,7	12,5	9,4	12,5	12,5	6,3	12,5	12,6	12,6	16,0	11,6		15,0
τ in kg/mm²																	14,0	

Abb. 6. Festigkeitsverteilung eines Triebwerkträgers aus AZM



S max.	t min.	R min.
20	2	4
30	2,5	6
40	3	8
50	4	10

Abb. 7. Zweckmäßige Ausbildung der Rippen bei Schmiedestücken

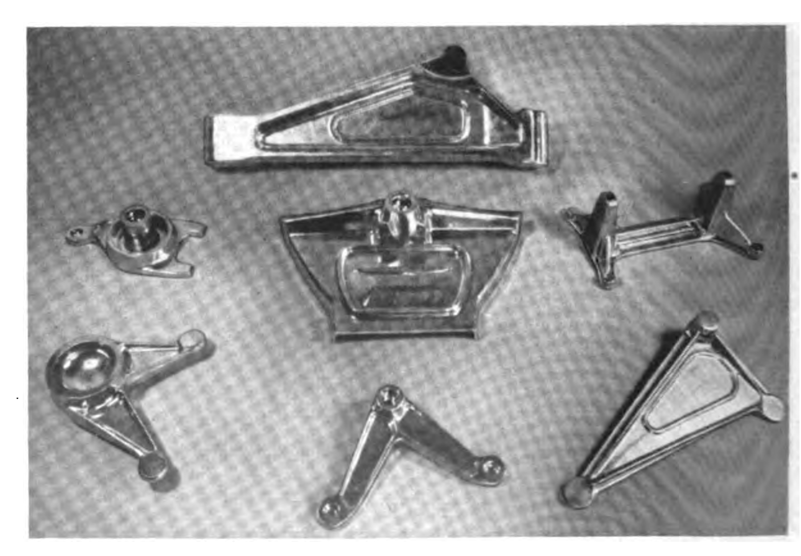


Abb. 8. Gesenkpreßteile aus Elektron

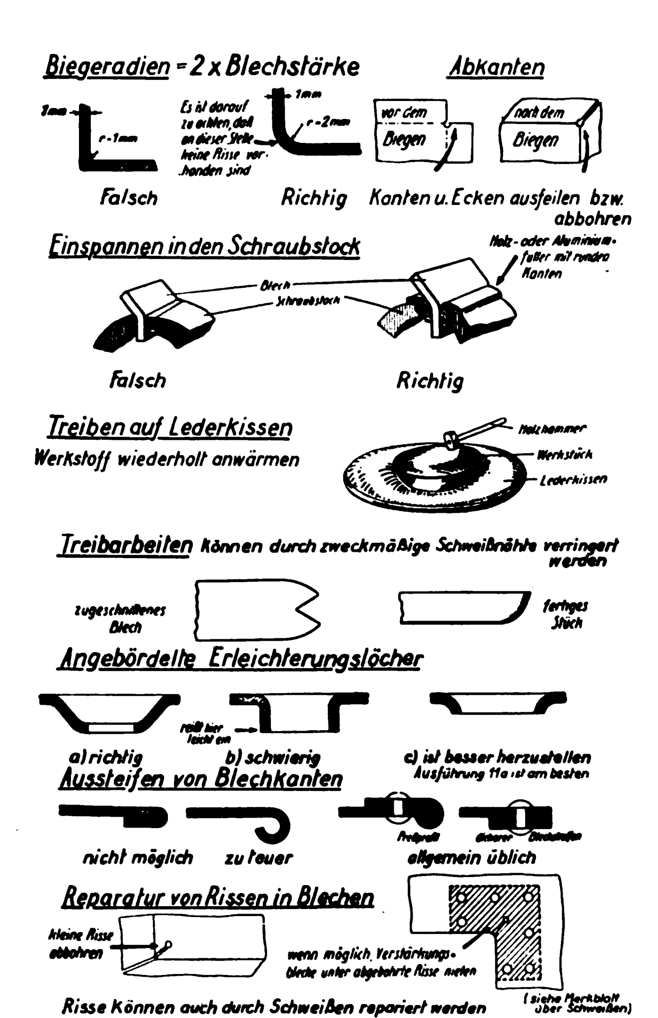


Abb. 9 und 10. Bearbeitung von Elektronblech

Die mechanischen Eigenschaften der verschiedenen Elektron-Blech-Legierungen sind in Zahlentafel 2 zusammengestellt.

Die Legierung AM 503 läßt sich ohne Einschränkung ausgezeichnet schweißen und sehr gut verformen. Die Verwendung dieser Legierung erfolgt dort, wo bei guter Verformbarkeit Schweißungen aller Art in Frage kommen.

Die Legierung AM 537 ist beschränkt schweißbar, ist aber in kaltem Zustand besser verformbar als AM 503. Aus AM 537 werden daher besonders Blechformteile hergestellt, an denen wenig oder keine Schweißungen vorgenommen werden.

Die Legierung AZM ist ebenfalls beschränkt schweißbar und wird dort verwendet, wo höhere Festigkeiten notwendig sind. Verformungen sind bei dieser Legierung nur in der Wärme möglich.

Für die Kalt- und Warmverformung der verschiedenen Blechlegierungen gelten folgende Richtlinien:

Kaltverformung

Die Legierung AM 503 kann bis zu 2 mm Blechdicke um einen Biegeradius, der etwa der 6fachen Blechdicke entspricht, gebogen werden. Bei Blechen über 2 mm erhöht sich der Biegeradius bis zu der 10fachen Blechdicke.

Die Biegeradien für die Legierung AM 537 betragen bis zu 2 mm Blechdicke etwa der 5fachen und bei Blechen über 2 mm etwa der 8- bis 9fachen Blechdicke.

Die Legierung AZM soll aus Gründen der Korrosionseigenschaften nur in der Wärme verformt werden.

Warmverformung

Die Arbeitstemperaturen der drei Blechlegierungen liegen zwischen 270—400° je nach Legierung. Abb. 9 zeigt das Abkanten und Treiben von Elektronblech.

Durch die unbeschränkte Schweißarbeit der Legierung AM 503 ist es möglich, komplizierte Blechformteile in abwickelbare Einzelteile zu unterteilen und nach dem Biegen zusammenzuschweißen, wodurch an Treibarbeiten wesentlich

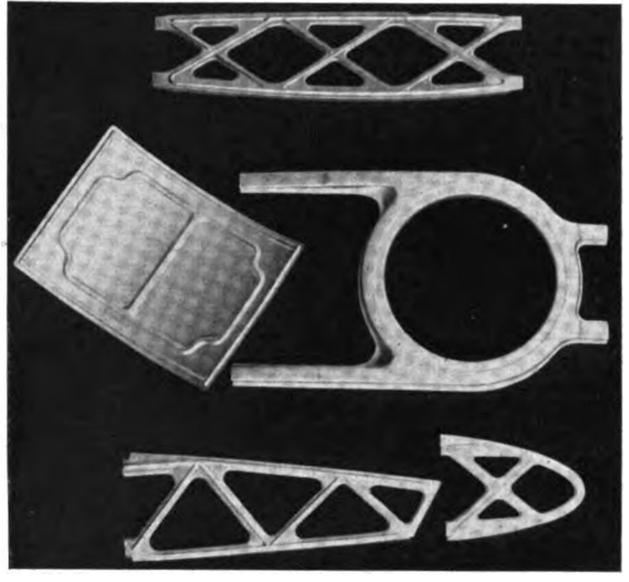


Abb. 11. Blechformteile aus Elektron

Zahlentafel 2. Mechanische Eigenschaften von Elektronblechen[1])

Legierung	Kennfarbe	Bezeichnung nach DIN 1717	Fliegwerkstoff	Blechdicke in mm	Elast.-Grenze (0,02 %) kg/mm²	Streckgrenze (0,2 %) kg/mm²	Zugfestigkeit kg/mm²	Bruchdehn. (δ_{10}) %	Elast.-Maß kg/mm²	Brinellhärte (H 5/250/30) kg/mm²	Richtlinien für die Verwendung
AM 503	gelb-rot	Mg-Mn	3501.2	0,3- 1,5	5	10-15	20-24	7-15	3900	44	Unbeschränkt schweißbar, gute Korrosionsbeständigkeit Z. B. für Behälter und Verkleidungen, Blechziehprofile
				über 1,5-20,0	5	10-15	20-24	5-10	3900	40	
AM 537	gelb-rot-grün	Mg-Mn		0,3- 1,5	12	19-23	25-28	18-25	4100	55	Gute Festigkeitseigenschaften, stärker kalt verformbar als die übrigen Elektronlegierungen, gute Korrosionsbeständigkeit, beschränkt schweißbar. Z. B. für Blechpreßteile, Blechziehprofile
				über 1,5- 2,5	12	17-21	24-27	17-23	4100	50	
				über 2,5-20,0	12	15-20	23-25	15-20	4100	45	
AZM	gelb-weiß-gelb	Mg-Al 6	3510.2	0,3-10	10	18-22	28-32	10-20	4300	58	Legierung mit höherer Zugfestigkeit und Brinellhärte für Sonderzwecke, beschränkt schweißbar. Z. B. für Blechziehprofile
				über 10,0-20,0	10	17-20	28-31	10-17	4300	58	

[1]) *Die für Bleche angegebenen Werte sind auf die tatsächlichen Stabquerschnitte (Ist-Querschnitte) der Zerreißstäbe bezogen. Die Werte gelten auch für aus Blechstreifen in der Wärme gezogene Profile.*

gespart werden kann. Abb. 10 zeigt unter Treibarbeiten ein solches Beispiel. Die falsche und richtige Ausführung von Erleichterungslöchern in Blechwänden ist ebenfalls auf Abb. 10 skizziert. Weiterhin ist auf diesem Bild die zweckmäßige Ausführung über das Aussteifen von Blechkanten dargestellt. Bei Reparatur von Rissen in Blechen gelten die gleichen Richtlinien wie für andere Leichtmetalle. Auch hier sind Einzelheiten aus Abb. 10 zu ersehen.

Abb. 11 zeigt im Gesenk hergestellte Blechformteile aus Elektron, wie sie u. a. besonders im Flugzeugbau mit großem Vorteil benutzt werden. Die hierbei gegenüber anderen Baustoffen, selbst Aluminium-Legierungen, erzielte Gewichtsersparnis beträgt bis zu 25 %.

Die Warmverarbeitung, die hier fast ausschließlich in Frage kommt, kann, wenn die Verformzeit kurz ist, in kalten Gesenken erfolgen. Bei komplizierten Formgebungen sind

Zahlentafel 3. Mechanische Eigenschaften der Gußlegierungen[1])

Legierung	Kennfarbe	Bezeichnung n. DIN 1717	Flieg-werkstoff	Elastizitäts-Grenze (0,02 %) kg/mm²	Streckgrenze (0,2 %) kg/mm²	Zug-festigkeit kg/mm²	Bruch-dehnung (δ_{10}) %	Bruchquerschnittsverminderung %	Druck-festigkeit kg/mm²	Elastizitäts-Maß kg/mm²	Brinellhärte (H 5/250/30) kg/mm²	Kerbschlag-zähigkeit mkg/cm²	Scher-festigkeit kg/mm²	Dauerbiege-festigkeit kg/mm²	Richtlinien für die Verwendung
Sandguß[3])															
AZG	gelb-weiß	GMg-Al 6-Zn	3505.0	4–5	9–11	16–20	3–6	4–7	33	4300	58	0,3	13	7–9	Dauerbeanspruchte Gußstücke, z.B. Flugmotorengehäuse
AZF	gelb-grün	GMg-Al 4-Zn	3506.0	3–4	7–9	17–21	5–9	7–11	32	4200	50	0,4	13	6,5	Stoßbeanspruchte Gußstücke
A 9 V	gelb-blau-schwarz	GMg-Al	3507.9	4,5–5,5	10–13	24–28	8–12	8–15	33	4400	62	0,45	14	8–12	Höchste Festigkeitswerte für dauer-, stoß- od. warmbeanspruchte (bis 200°) Gußstücke. Die Gußstücke müssen einer Wärmebehandlung unterworfen werden
AZ 31	gelb-schwarz	GMg-Al 3-Zn	3504.0	2,5–4	5,0–6,5	16–20	6–10	6–14	28	4000	45	0,5	11	5,5	Einfache gegen Gase und Flüssigkeiten dichte Gußstücke
CMSi	gelb-rot-schwarz	GMg-Si		2,5	5–6,5	10–13	2–4	2–7	20	—	42	—	—	—	In Sonderfällen für gießtechnisch einfache Stücke, die gegen Gase oder Flüssigkeiten dicht sein sollen. Hoher Schmelzpunkt
AM 503	gelb-rot	GMg-Mn	3500.0	2	3	9–11	3–6	5–9	17	—	35	0,7	9	—	Besonders korrosionsbeständige, dichte, gut schweißbare Legierung für wenig beanspruchte, kleine, einfache Gußstücke
A 8 K	gelb-blau-braun	GMg-Al		3,5–5	9–11	15–19	2–5	3–6	28	4300	50	0,2	12	—	In Sonderfällen verwendete Legierung mit guten Korrosions- und Festigkeitseigenschaften. Besondere Schmelzbehandlung erforderlich
Kokillenguß															
AZ 91	gelb-blau-rot	GMg-Al		5	11–13	18–22	2,5–5	4	33	4400	62	0,5	13	8–9	Normale Kokillengußteile
A 8	gelb-blau-grün	GMg-Al	3508.0	4	9–10,5	20–24	5–10	7–12	33	4300	55	0,6	13	7–8	Stoßbeanspruchte, gießtechnisch einfache Kokillengußteile
Spritzguß (Preßguß)															
AZ 91	gelb-blau-rot	SpGMg-Al 9[2])		6	15	18–20	1–2	4	—	4300	65	—	—	—	Für Spritzgußteile aller Art

[1]) *Die Zahlenwerte wurden an gesondert gegossenen Prüfstäben ermittelt. Es kann nicht erwartet werden, daß in den Gußstücken selbst an allen Stellen diese Zahlenwerte erreicht werden. Hierüber sind bei Bestellung jeweils besondere Vereinbarungen zu treffen.*

[2]) *Nach DIN 1740.*

[3]) *In den weitaus meisten Fällen werden nur die drei ersten Legierungen AZG, AZF und A9V verwendet; die übrigen Sandgußlegierungen kommen nur in Sonderfällen in Betracht.*

die Gesenke auf 150—200° C anzuwärmen. Aus diesem Grunde werden Metallgesenke verwendet. Bei dünnen und wenig zu verformenden Blechteilen kann auch mit Gesenken aus Holz, Holzzement oder Kunststoff gearbeitet werden. An den Verschleißstellen sind entsprechend geformte Stahlteile in das Holzgesenk einzusetzen.

Als Werkstoff für die Metallgesenke[4]) wird in den letzten Jahren in zunehmendem Maße Elektron-Guß verwendet. Diese Gesenke eignen sich auch zum Verformen von Blechteilen aus anderen Leicht- und Schwermetallen. Der gegenüber Grau- und Stahlguß höher liegende Materialpreis des Elektrons wird durch die ausgezeichnete spanabhebende Bearbeitung, die der von Holz nahekommt, mehr als ausgeglichen. Außerdem beträgt das Gewicht der Elektron-Gesenke nur den vierten Teil, so daß Transporte und Montage dieser Gesenke wesentlich billiger ausgeführt werden können.

Ein wichtiger Gesichtspunkt ist die Schonung der Oberfläche des zu verformenden Bleches (Riefenfreiheit) sowie Sauberhaltung der Leichtmetallbleche von Schwermetallpartikelchen, die bei Blei- und Zinkgesenken auftreten können. Die Elektron-Gußgesenke halten schlagartige Beanspruchungen ohne weiteres aus und liefern maßgenaue, praktisch einbaufertige Teile.

Elektron-Sandguß

Die weitaus größte Anwendung der Elektron-Legierungen erfolgt in Form von Guß. In Zahlentafel 3 sind die mechanischen Eigenschaften der Elektron-Sand-, Kokillen- und Spritzguß-Legierungen zusammengestellt.

Allgemein versteht man unter Guß einen Werkstoff, der sich wirtschaftlich in jede beliebige Form bringen läßt, der verhältnismäßig niedrige Festigkeit bei geringer Dehnung besitzt und infolgedessen in der Hauptsache für weniger beanspruchte Teile oder da, wo diese beansprucht sind, mit starker Überdimensionierung, z. B. für große Maschinenträger bzw. massive Bauteile Verwendung findet. Im Gegensatz kann dagegen Elektron-Guß auch dort Verwendung finden, wo starke Stoß-, Schlag- und Ermüdungsbeanspruchungen auftreten.

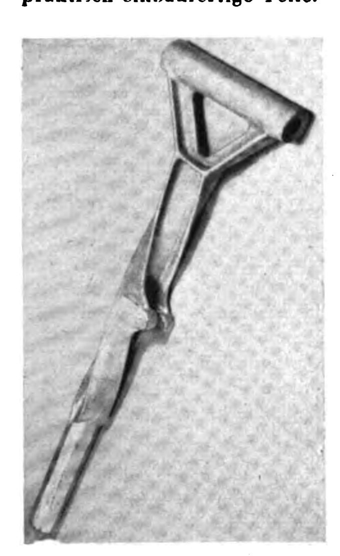


Abb. 12. Elektron-Sandgußstück, Legierung A9 V, das zwecks technologischer Prüfung in kaltem Zustand in seiner Längsachse um 180° verdreht wurde

Bemerkenswert ist, daß Elektron-Guß bei Überbeanspruchung vor dem Bruch noch erhebliche plastische Verformungen aufnehmen kann (vgl. Abb. 12). Ein interessantes Anwendungsbeispiel aus dem Flugzeugbau zeigt Abb. 13. Dieser Rahmenspant aus Elektron-Guß dient zur Aufnahme der Fahrwerkskräfte des Großflugzeuges „Ju 90". In jahrelangem Flugbetrieb hat sich dieses Bauteil selbst bei den größten Beanspruchungen sehr gut bewährt. Auch die Einzelteile der einziehbaren Fahrwerke (Knickstreben und Gelenkstücke u. a. m.) sowie die Anlaufräder werden serienmäßig aus Elektron-Guß in fast allen deutschen und vielen ausländischen Flugzeugen eingebaut.

[4]) *Vgl. O. Oeckl, Berlin: „Herstellung von Elektron-Gesenken im Flugzeugbau". Luftwissen, Bd. 5 (1938), N 8, S 285.*

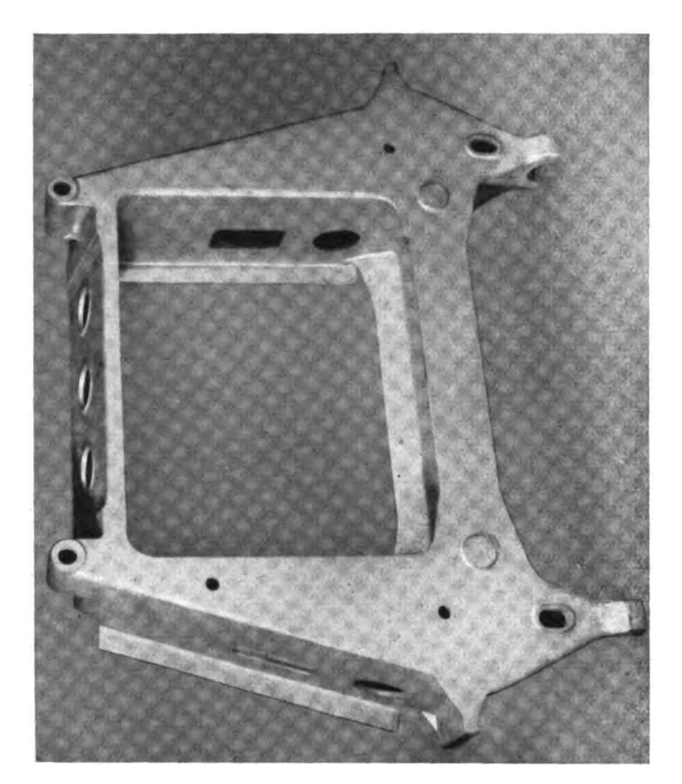


Abb. 13. Rahmenspant aus Elektron der Ju 90

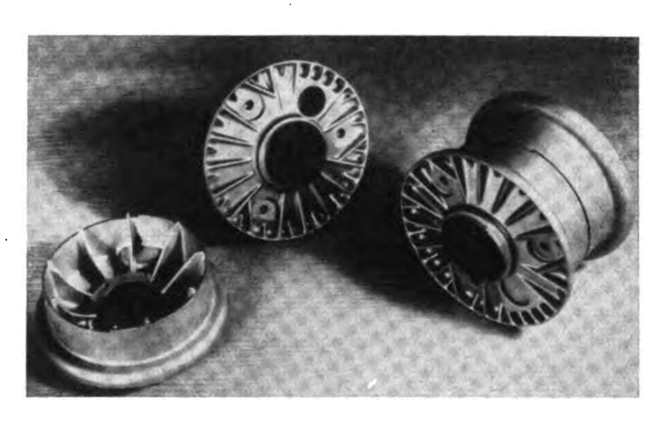


Abb. 14. Spornrad aus Elektron-Spritzguß

Kokillen- und Spritzguß

Für größere Serienherstellung wird der Kokillen- und Spritz- bzw. Preßguß verwendet (Abb. 14). Dünnwandige, sperrige Gußteile werden, soweit die Abmessungen nicht zu groß sind und eine hinreichend große Serie aufgelegt wird, im Spritzgußverfahren hergestellt. Spritzgußteile haben bekanntlich den Vorteil hoher Maßhaltigkeit, so daß entweder die spanabhebende Bearbeitung eingespart werden kann, oder nur in geringem Umfang notwendig ist.

(Fortsetzung und Schluß folgt.)

Deutsche Flugzeuge sind die besten. Die brasilianische Luftverkehrs-Gesellschaft „VASP" fliegt seit Jahren die bewährten dreimotorigen Junkers Ju 52-Flugzeuge. Die Gesellschaft hat wiederholt ihre guten Erfahrungen mit diesem Flugzeugmuster betont und den Aufschwung der Gesellschaft in den letzten Jahren gerade auf die Verwendung der Ju 52 zurückgeführt. Infolge des durch den Krieg bedingten Transportrisikos sah sich die „VASP", die ihren Flugzeugpark vergrößern will, gezwungen, zwei Flugzeuge der amerikanischen Firma „Lockheed" zu erwerben. Die Vertreter der „VASP" betonten ausdrücklich, daß diese Auftragsvergebung an die amerikanische Firma lediglich auf die angegebenen Gründe zurückzuführen sei und daß sich die Junkers-Flugzeuge nach wie vor am besten für Südamerika eigneten.

Das Verhalten von Schmierölen in der Kälte[1]

von Dr. K. SIEBALD, Berlin-Adlershof

Die schnelle Entwicklung der Motoren-, besonders aber der Flugzeugindustrie mit ihren neuzeitlichen Erkenntnissen, brachte für das Gebiet der Schmiermittelverwendung bei tiefen Temperaturen, für das bis vor wenigen Jahren nur geringes Interesse bestand, eine grundsätzliche Änderung der Einstellung der an Erzeugung und Verbrauch von Schmiermitteln beteiligten Kreise. Wegen der erhöhten Beanspruchung der Schmiermittel bei Kälteeinflüssen, wo ein Versagen nicht nur schwere wirtschaftliche Schädigungen nach sich ziehen, sondern darüber hinaus auch ein nicht zu unterschätzendes Gefahrenmoment bilden kann, muß das Kälteverhalten vorher ausreichend gekennzeichnet sein.

Die Anforderungen an die Kältebeständigkeit der Schmiermittel sind bei denjenigen Maschinen, die auch in der wärmeren Jahreszeit in den Einflußbereich tiefer Temperaturen gelangen, also in erster Linie bei Flugzeugen, sehr scharf umrissen. Schmiermittel sind nur dann zum Betrieb zuzulassen, wenn die vorhergegangene Untersuchung eindeutig feststellt, daß der bei sinkenden Temperaturen auftretende Strömungswiderstand nicht unüberwindlich groß wird, also die Fließfähigkeit und damit die Gebrauchsfähigkeit erhalten bleibt.

Mit der Erkenntnis der absoluten Berechtigung dieser Forderung erhebt sich aber die Frage: wie und mit welchen Hilfsmitteln kann die Kältebeständigkeit mit hinreichender Genauigkeit bestimmt werden? Es wurde versucht, das betriebliche Verhalten mit Hilfe von empirisch ermittelten Eignungsprüfungen zu beurteilen oder voraus zu bestimmen. Man ging in vereinzelten Fällen sogar dazu über, größere Kälteräume zu bauen, um das Verhalten schwer fließender oder gestockter Öle direkt im Motor zu verfolgen. Mit dem letztgenannten Untersuchungsverfahren erreichte man dann allerdings größte Genauigkeit und Sicherheit in der Beurteilung der Schmiermittel.

Der Bau und Betrieb eines zur Prüfung und Unterbringung eines vollständigen Motors notwendigen Kälteraumes verursacht aber enorme Kosten. Die Unwirtschaftlichkeit macht auf die Dauer motorische Versuche unmöglich und ein Zurückgreifen auf die laboratoriumsmäßige Vorausbestimmung der Eignung eines Schmieröles erforderlich.

Die bisher von der Wissenschaft vorgeschlagenen Laboratoriumsprüfverfahren zur Umgrenzung des Kälteeinflusses wurden im Zuge einer im Institut für Betriebsstofforschung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt aufgestellten Forschungsaufgabe systematisch untersucht und ihre Ergebnisse miteinander verglichen. Sie werden im folgenden besprochen; in kurz gefaßter Form wird Auskunft über die physikalischen Vorgänge beim Erstarren der Schmieröle gegeben. Um eine Unsicherheit in der Beurteilung des Kälteverhaltens nach Möglichkeit auszuschalten, wurde vom Verfasser ein neuartiges Prüfgerät entwickelt (Abb. 1) und ein Verfahren ausgearbeitet, das dem Verhalten in der Praxis Rechnung tragen soll.

Theoretische Betrachtung der Erstarrungsvorgänge

Sobald Schmieröle in den Einflußbereich tiefer Temperaturen gelangen, macht sich bei ihnen eine starke Veränderung ihres Fließvermögens bemerkbar. Dieses Verhalten erfordert die besondere Beachtung der physikalischen Gesetze und ihre Berücksichtigung bei der Beurteilung des Erstarrungsvorganges. Öle weichen bei Kälteeinflüssen, je nach Maßgabe der Ausscheidung fester Stoffe vom Hagen-Poiseuilleschen Gesetz ab; sie zeigen diese Abweichung im allgemeinen stärker, je paraffinreicher sie sind. Die größere Abweichung kennzeichnet praktisch immer ein schlechteres Öl, denn der Ölumlauf wird durch vermehrte Abscheidungen verringert.

Die Zähigkeit wird bei der Abkühlung nicht nur durch den allmählichen Übergang der rein öligen Stoffe in die feste amorphe Form beeinflußt, auch die Ausscheidung fester Stoffe in kolloider oder kristalliner Form ist ein bestimmender Faktor bei der Änderung der Zähigkeit.

Um einen Einblick in das verschiedenartige Verhalten der Kälteeinflüssen ausgesetzten Betriebsstoffe zu vermitteln, wurde folgende Unterteilung vorgenommen.

Man unterscheidet grundsätzlich zwischen:

Chemisch einheitlichen Stoffen

Sie besitzen einen scharf bestimmbaren Schmelzpunkt und einen etwas weniger genau meßbaren Erstarrungspunkt.

Zwei- oder Dreikomponentengemischen

Diese können einmal als „eutektisches Gemisch" bei einer bestimmten Temperatur einheitlich erstarren. Es liegt dann keine chemische, einheitliche Verbindung, sondern eine erstarrte Lösung vor. Zum anderen scheidet sich aber nach Erreichung der Sättigungsgrenze die Komponente mit dem höchsten Gefrierpunkt kristallin aus.

Vielkomponentengemischen

Mit fortschreitender Abkühlung gehen diese Gemische verschiedenartiger hochmolekularer Kohlenwasserstoffe ohne einen physikalisch genau definierbaren Gefrierpunkt stetig, das heißt gleitend, aus dem flüssigen in den festen (plastischsalbenartigen) Aggregatzustand über. Kennzeichnend für einen derartigen Erstarrungszustand ist die fortgesetzte Änderung der gesamten physikalischen Größen. Sie erstarren scheinbar und können sich gleichzeitig in einem teilweise flüssigen, teilweise festen Zustande befinden. Bei Überschreitung der Fließgrenze oder dem Stockpunkt beziehungsweise dem Fließbeginn können amorphe oder kristalline Ausschei-

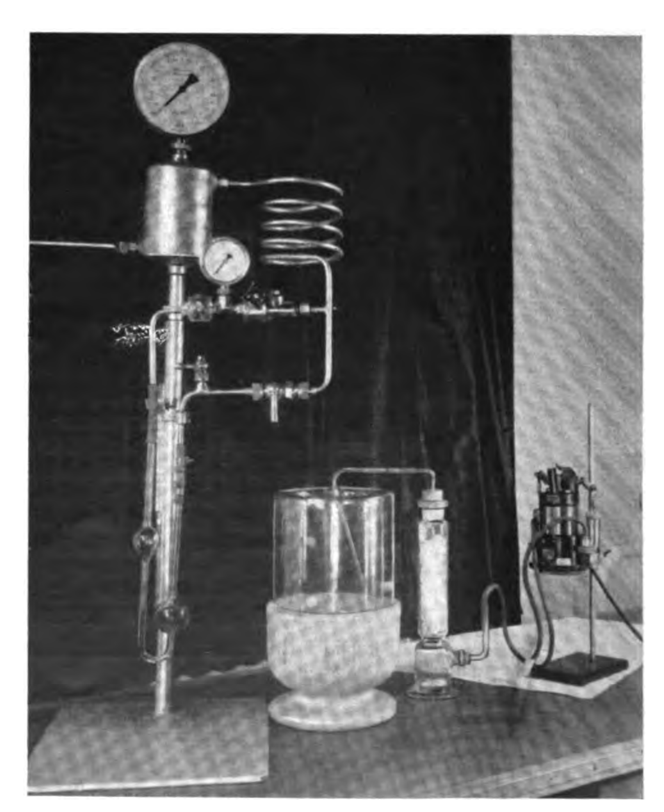


Abb. 1. Druckzähigkeitsmesser der DVL

[1]) *Vgl. K. Siebald: „Über das Verhalten von Schmierölen in der Kälte", erschienen im Verlag Gasschutz und Luftschutz, Dr. Ebeling, K. G.*

dungen aufgetreten oder aber verschwunden sein. Die Festlegung dieser Grenzen erfolgt unter Berücksichtigung bestimmter versuchsmäßig gegebener Bedingungen. Durch Unterkühlung können die schwach ausgeprägten Erstarrungspunkte der einzelnen Komponenten infolge der starken Zähigkeitszunahme des als Lösungsvermittler wirkenden Öles oft nicht genau gekennzeichnet werden.

Bei den Mischungen von amorph oder kristallin erstarrenden Stoffen muß zur Bestimmung des Erstarrungspunktes die Zähigkeitskurve aufgenommen werden [1]. Sie zeigt bei der Temperatur, die feste Ausscheidungen bedingt, einen scharfen Knick. Diese Temperatur liegt nach *Gurwitsch* [2] etwa 2 bis 5° über dem eigentlichen Gefrierpunkt.

Kritische Betrachtung der vorliegenden Prüfverfahren und Versuchsergebnisse

Für das praktische Kälteverhalten der Schmieröle waren bisher zwei Eigenschaften maßgebend: der Stockpunkt als Maß für das Zufließen des Öles zur Pumpe und das Fließvermögen unter geringem Druck als Kennzeichen für das Zuströmen des Öles zu den Schmierstellen.

Stockpunkt oder Fließgrenze

Bei diesem Untersuchungsverfahren ist das sinnfälligste Moment das Aufhören des Fließens infolge Kältebeeinflussung unter der Wirkung eigener Schwere. Dabei kommt dem Gefrierpunkt der höchstschmelzenden Komponente erhöhte Bedeutung zu. Das zur Charakterisierung der Vielkomponentengemische in ihrem Kälteverhalten herangezogene Stockpunktverfahren wurde genormt und in die Richtlinien für den Einkauf und die Prüfung von Schmiermitteln [3] aufgenommen. Die Qualität eines Öles bei niedrigen Betriebstemperaturen wird aber weder durch dieses Verfahren noch durch das von den Amerikanern bevorzugte ASTM-Verfahren eindeutig gekennzeichnet. Die Verhältnisse im Betrieb können oft stark verschieden sein. Die Querschnitte der zum Motor führenden Rohrleitungen sind mehr oder weniger eng, die Raumabmessungen in den Aufbewahrungsbehältern dagegen verhältnismäßig groß. Ein Schmieröl wird also in den Rohrleitungen viel eher stocken als in den Behältern. Die Bestimmung selbst ist, da es keine ausgeprägte Temperatur gibt, bei der Öle einheitlich erstarren, ungenau und dabei sehr abhängig von den subjektiven Fehlern, die dem Prüfer unterlaufen.

Fließbeginn

Wie bereits mitgeteilt wurde, läßt sich der Schmelzpunkt im Gegensatz zu dem Erstarrungspunkt wesentlich genauer bestimmen. Von *Vogel* [1] wurde daher ein Verfahren entwickelt, das sich diese Erkenntnis nutzbar machte. Das Prüfgerät bedeutet außerdem eine Ergänzung des Vogel-Ossag-Viskosimeters und ermittelt den Fließbeginn, also das Einsetzen einer Bewegung unter geringem Druck bei aus dem Kältegebiet aufsteigender Temperatur. Ergeben sich auch in der Reproduzierbarkeit der gefundenen Werte keinerlei Schwierigkeiten, so können bei der Anwendung des Verfahrens doch keine sicheren Schlüsse auf die praktische Eignung der abgekühlten Schmieröle gezogen werden. Verschiedene, sonst als kältefest bezeichnete Öle schnitten bei dieser Prüfung weit ungünstiger ab, als die in der Praxis versagenden Öle. Irgendeine Beziehung zu den oben beschriebenen Verfahren ließ sich nicht ermitteln, da der Fließbeginn in den meisten der untersuchten Fälle oberhalb des Stockpunktes lag.

Das vom Verfasser ausführlich beschriebene Prüfgerät (vgl. [1])) zur Bestimmung des Fließbeginnes läßt gleichzeitig die Bestimmung der Zähigkeit in der Nähe des Fließbeginnes bei steigenden und bei fallenden Temperaturen zu.

Zähigkeit oder Fließfähigkeit

Die in mit geringen Scherdrücken arbeitenden Prüfgeräten (Viskosimetern) ermittelte Zähigkeit ist stark abhängig von: Abkühldauer, Abkühlungsgeschwindigkeit und thermischer Vorbehandlung. Sie wird gemessen als vorzugsweise dynamische Zähigkeit in Centipoise und als kinematische Zähigkeit in Centistoke[2]). Der Meßbereich umfaßt alle Temperaturen bis zum Stockpunkt beziehungsweise bis zum Fließbeginn. Ganz allgemein ist zu den im tiefen Temperaturgebiet mit gewöhnlichen Zähigkeitsmessern vorgenommenen Untersuchungen auf die Zähigkeit oder Fließfähigkeit zu sagen, daß die Ergebnisse auf die in der Folge näher eingegangen werden soll, in physikalischer Hinsicht viel zur Klärung der Erstarrungsvorgänge beigetragen haben. Für die Anwendung auf die Praxis sind die in den mit geringem Scherdruck ausgestatteten Zähigkeitsmessern erhaltenen Ergebnisse von geringer Bedeutung. Die Messungen bei tiefen Temperaturen, ausgeführt in drei verschiedenen Prüfgeräten, lieferten außerdem stark voneinander abweichende Werte.

Bei der Verfolgung der Zähigkeit zu tieferen Temperaturgraden wurde nach Überschreitung eines für das jeweils untersuchte Schmieröl charakteristischen Grenzwertes Zähigkeitsanomalien oder Regelwidrigkeiten gefunden. Es zeigte sich, daß durch unmittelbar aufeinanderfolgende Messungen bei konstant gehaltener Arbeitstemperatur Zähigkeitsendwerte festgestellt werden konnten, denen stets eine mehr oder weniger lange Entwicklungszeit vorausging. Diese schließlich konstant bleibenden Endwerte wichen bis zu 90 % vom Anfangswert ab, waren aber, an verschiedenen Tagen ermittelt, nicht immer gleich. (In der Praxis schwanken die Zähigkeiten allerdings im gleichen Maße.) Vor dem Stockpunkt oder dem Fließbeginn muß also schon eine Plastizität eingetreten sein. Die Erscheinung der Regelwidrigkeiten ist daher auf eine Störung der inneren Struktur infolge Vernichtung der Plastizität zurückzuführen.

Wie aus Abb. 2 hervorgeht, stabilisiert sich die Versuchsprobe nach einer bestimmten Zeit mit einem Endwert, den auch eingeschobene Haltezeiten kaum noch zu ändern vermögen. Ist der stabile Endwert oder, besser gesagt, der Gleichgewichtszustand noch nicht erreicht, so können eingeschaltete Haltezeiten starke Schwankungen in der Ent-

[2]) *Im absoluten (C G S) Maßsystem hat die Größe η die Dimension $g \cdot cm^{-1} sec^{-1} = 1$ Poise. Die kinematische Zähigkeit (Einheit 1 Stoke) ist $\eta/\varrho \cdot \varrho$ = Dichte.*

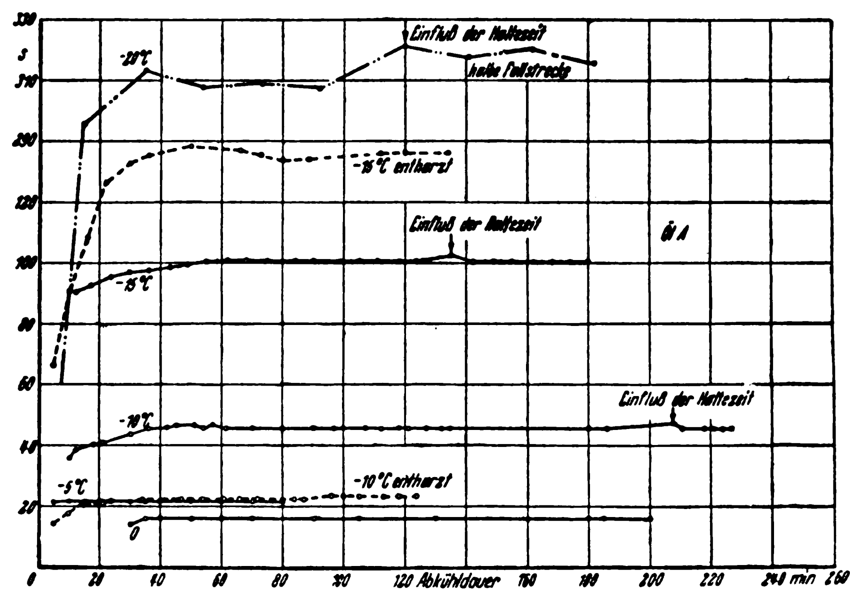


Abb. 2. Im Höppler-Viskosimeter ermittelte Regelwidrigkeiten

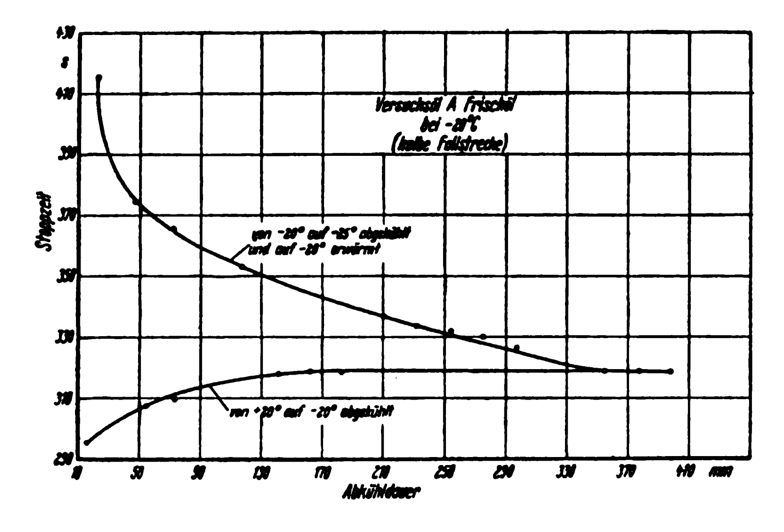


Abb. 3 (oben) und 4 (rechts). Entwicklung der Zähigkeit eines Schmieröles in Abhängigkeit von der Zeit, im Höppler-Viskosimeter ermittelt

wicklung der Zähigkeit hervorrufen. Die in dem Öl schwebenden festen Bestandteile sind durchaus noch in der Lage, sich zu dichteren Aggregaten zusammenzuschließen. Die Ausscheidung fester Bestandteile (Paraffinkristalle) wird zunächst durch leichte Trübungserscheinungen angezeigt, die aber stärker werden[3]), sobald der konstante Zähigkeitsendwert erreicht ist.

Die Entwicklung der Zähigkeit in Abhängigkeit von der Zeit und die umgekehrte Entwicklung nach längerem Belassen der Versuchsöle bei Temperaturen, die unter der Arbeitstemperatur lagen, ist in den Abb. 3 und 4 dargestellt. Wie schon gesagt, sind die Regelwidrigkeiten auf das Ausfallen eines bestimmten Anteiles im Schmiermittel befindlicher Paraffinkristalle zurückzuführen. Aus der Kurvendarstellung ist zu entnehmen, daß die bei der Abkühlung unterhalb der Arbeitstemperatur ausgeschiedenen Kristalle so lange in Lösung gehen, bis eine Gleichgewichtskonzentration erreicht ist, also die Menge der bei normaler Abkühlungsgeschwindigkeit ausgefallenen Kristalle gleich der bei der umgekehrten Entwicklung sich bildenden ist.

Interessant sind noch die Ergebnisse der mit nachraffinierten Ölen angestellten Untersuchungen. Es wurden bei den von ihren Harzen mit Bleicherde befreiten Versuchsölen bedeutend niedrigere Zähigkeiten gefunden, solange keine Paraffinausscheidung stattgefunden hat, als bei den Ausgangsprodukten. Ist Paraffinausscheidung eingetreten, so ist bei gleichen Temperaturen die Zähigkeit bedeutend höher als bei den ursprünglichen Ölen. Die Harze wirken also als Schutzkolloid, welches das Ausscheiden von Paraffin in der Kälte verhindert, infolgedessen auch stockpunkterniedrigend.

Bemerkenswert, weil zum praktischen Verhalten in gewisse Beziehung zu bringen, sind die in Abb. 5 festgehaltenen Knickpunkte. Je nach ihrer Herkunft werden bei sinkenden Temperaturen bei den Schmierölen Knick- oder Wendepunkte festgestellt, die durch Zähigkeitserhöhungen hervorgerufen werden. Der Gleichgewichtszustand des Systems ist durch die Ausscheidung von Kohlenwasserstoffen gestört. Diese Erkenntnis stimmt überein mit den Feststellungen, die bei der Prüfung der Zeiteinflüsse auf die Zähigkeit gemacht wurden. Die Zähigkeitswerte der Abb. 5 sind Endwerte, bei denen der stabile Zustand bereits erreicht, Plastizität und Fließfestigkeit schon vernichtet waren.

Extrapolation aus dem Gebiete der höheren Temperaturen in das Gebiet der tiefen Temperaturen ist wegen der auftretenden Knickpunkte nicht möglich.

Die gesamten bisher mitgeteilten Ergebnisse wurden in dem Versuchsgerät nach *Vogel*, im Vogel-Ossag- und im Höppler-Viskosimeter gewonnen, wobei der letztgenannte Zähigkeitsmesser hervorragenden Anteil an der Aufklärung der physikalischen Eigenschaften der Vielkomponentengemische hatte. Um den Übelstand der meist bei der Verwendung von Kältebädern

[3]) *Besonders eindrucksvoll und ausgeprägt bei paraffinreichen Ölen.*

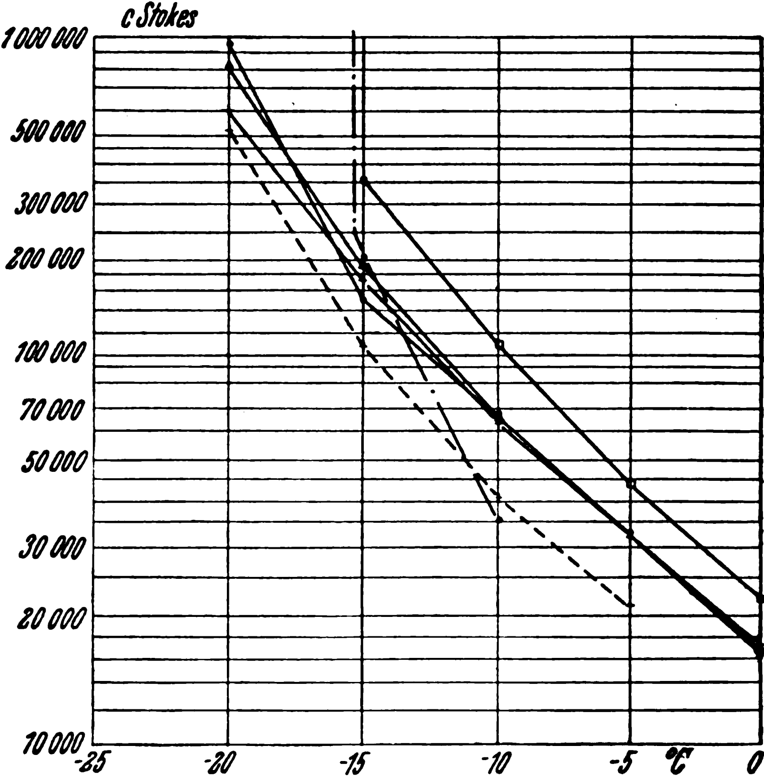


Abb. 5. Endwerte der nach Höppler ermittelten Zähigkeiten

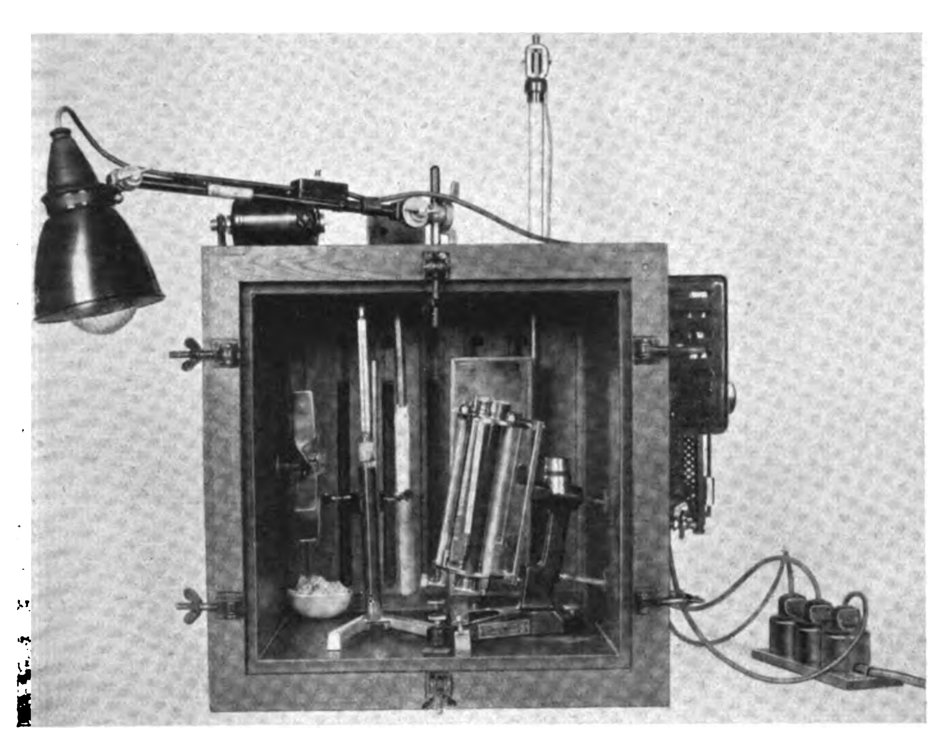


Abb. 6. DVL-Kälteschrank mit eingebautem Höppler-Viskosimeter

auftretenden Vereisung auszuschalten, wurde der zum Höppler-Viskosimeter gehörige Ultrathermostat durch eine in der DVL entwickelte Kältekammer (Abb. 6), in die der Zähigkeitsmesser eingebaut wird, ersetzt. Ebenso war die unmittelbare mikroskopische Beobachtung des Erstarrungsvorganges ein wichtiges Hilfsmittel bei den Untersuchungen, zumal in vielen Fällen zum Teil schon lange bekannte, aber noch ungeklärte Erscheinungen begründet wurden. Die Untersuchung hochstockender Öle im Mikroskop (bei niedrigstockenden Ölen stehen der Untersuchung erhebliche, durch die Eigenart des Temperaturgebietes bedingte Schwierigkeiten entgegen), wurde schon von *Erk* [4] durchgeführt.

Auch im kritischen Gebiet, in dem Plastizität und Regelwidrigkeiten auftreten, kann eine störungslose Fortsetzung der Zähigkeitsbestimmung erfolgen, wenn die Meßmethode eine geeignete Abwandlung erfährt. Wir sprechen dann von einer Bestimmung des

Fließwiderstandes

Die bisher gebräuchlichen Prüfgeräte lassen ohne Ausnahme, was besonders nachteilig ist, einen Teil der maschinentechnischen Anforderungen unberücksichtigt. Versuche mit einem in der DVL unter Zugrundelegung der in der Praxis gebräuchlichen Druckverhältnisse entwickelten Zähigkeitsmesser zeigten, daß man mit hohen Scherdrücken den praktischen Anforderungen weitestgehend gerecht werden konnte. Störungen durch die bereits beschriebenen Regelwidrigkeiten im Plastizitätsbereich traten bei den Untersuchungen nicht auf. Es wurden stets einwandfreie, gut reproduzierbare und mit hinreichender Genauigkeit auf die Praxis anwendbare Werte erzielt. Durch das sofortige Zerbrechen der Kristallstruktur wurde die Ausbildung eines dem laminaren Fluß ähnlichen pseudolaminaren Flusses bewirkt. Die Zähigkeit konnte aus dem Fließwiderstand, den Öl und Kristallbrei ausüben, nach der Hagen-Poisseuilleschen Formel, die für einen laminaren Fluß Gültigkeit hat, berechnet werden. Die in den Abb. 7 und 8 aufgezeigten Werte sind Endwerte. Die in gewöhnlichen Zähigkeitsmessern vor dem Erreichen des plastischen Zustandes gemessene Zähigkeit soll zum Unterschied mit „wahrer Zähigkeit", die im Plastizitätsbereich ermittelte mit „scheinbarer Zähigkeit" bezeichnet werden.

Der Fließwiderstand läßt sich bei zahlreichen Vielkomponentengemischen bis weit unterhalb des Regelwidrigkeitsgebietes verfolgen. Der Druck, der die Plastizität vernichtet, gibt die

Haftfestigkeit

an, die eine weitere den Stoff kennzeichnende Größe ist. Erst nachdem dieser Druck das Kristallnetz zerbrochen hat, wird die Messung des Fließwiderstandes möglich. Das zur Messung der Haftfestigkeit oder des Losbrechwiderstandes von der I. G. Farbenindustrie entwickelte und in Abb. 9 wiedergegebene Versuchsgerät ist in enger Anlehnung an die motorischen Verhältnisse entstanden. Die in Abb. 10 von einem Indikator selbsttätig aufgezeichneten Kurvenmaxima sind ein deutliches Unterscheidungsmerkmal für die Beurteilung verschiedener Versuchsöle. Der Widerstand, den das Losreißen der durch Kälteeinflüsse kristallin verkitteten Maschinenteile verursacht, steigt bis zu einem Maximum schnell an, um dann unter dem Einfluß der Reibungswärme langsam abzufallen.

Durch dieses Prüfgerät wird der Widerstand gegen das Zerbrechen des Kristallnetzes, also der Widerstand gegen den Fließbeginn eindeutig festgelegt. Nicht erfaßt wird dagegen

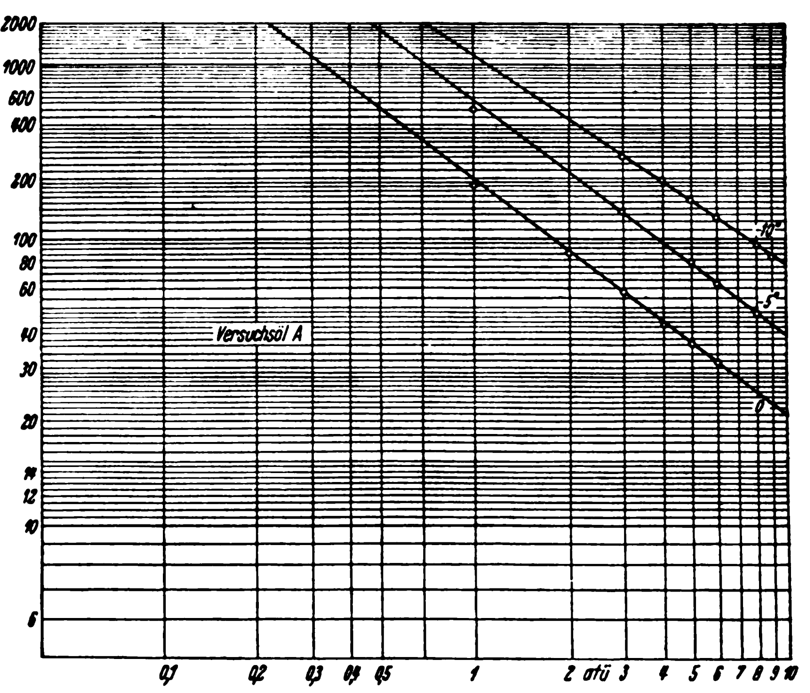


Abb. 7. Die bei Fließwiderstandsmessungen ermittelten Durchflußzeiten in Abhängigkeit vom Druck bei verschiedenen Temperaturen. Versuchsöl A

der Widerstand gegen das Fließen selbst, der als maßgeblicher Faktor das weitere Verhalten bestimmt.

In diesem Zusammenhang sei auch das von *Schwaiger* entwickelte Drehviskosimeter erwähnt. Das Gerät ist ebenfalls dazu bestimmt, den Anlaßwiderstand von Motoren (d. h. die Fließ f e s t i g k e i t der Schmieröle) zu erfassen. In Wirklichkeit mißt es aber nichts anderes als den Fließ w i d e r s t a n d, also die Eigenschaft, die bei den Newtonschen Flüssigkeiten mit der Zähigkeit identisch ist. Dementsprechend werden durch das Schwaigersche Prüfgerät Abweichungen von der extrapolierten Zähigkeitskurve im Bereiche niedriger Temperaturen bestimmt. Ähnliche Abweichungen können mit dem Druckzähigkeitsmesser der DVL aber auch erfaßt werden. Will man hingegen tatsächlich den Anlaßwiderstand bestimmen, d. h. jene Kraft, die notwendig ist, um den plastischen Zustand erstarrten Öles und seines kristallinischen Netzes zu zerstören, so muß man ein Prüfgerät anwenden, das etwa dem der I. G. Farbenindustrie entspricht.

Abb. 9. Versuchsgerät der I. G. Farbenindustrie zur Bestimmung des Losbrechwiderstandes (innen)

Zusammenfassung

Alle Untersuchungen über das Verhalten der Vielkomponentengemische bei tiefen Temperaturen beziehen sich auf den Widerstand, den diese dem Beginn des Fließens, und den Widerstand, den sie dem Fließen selbst entgegensetzen. Diese Gesichtspunkte treten praktisch beim Anlassen kalter Maschinen und beim anschließenden Betriebe in Erscheinung.

W i d e r s t a n d g e g e n d e n F l i e ß b e g i n n

Die Messung der Anlaßwiderstände in dem Prüfgerät der I. G. Farbenindustrie ist möglich, da das Kurvenmaximum den höchsten Wert der Losbrechkraft und den Übergang des festen Systems zum Öl-Kristallbrei darstellt.

W i d e r s t a n d g e g e n d a s F l i e ß e n s e l b s t

Durch den in der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt entwickelten Druckzähigkeitsmesser werden Störungen durch Regelwidrigkeiten ausgeschaltet. Der für dieses Prüfgerät charakteristische hohe Scherdruck vernichtet sofort den plastischen Zustand, in dem sich die tiefen Temperaturen ausgesetzten Schmieröle befinden. Mit der in dem Versuchsgerät möglichen Messung des Fließwiderstandes, den Öl und Kristallbrei ausüben, wird der Faktor erfaßt, der das Verhalten im Betriebe kennzeichnet. Zu ähnlichen Ergebnissen dürfte man beim Arbeiten mit dem von *Schwaiger* entwickelten Drehviskosimeter gelangen. Sämtliche anderen Zähigkeitsmesser erweisen sich, wie im einzelnen dargelegt wird, als unzureichend, da Extrapolation der Zähigkeitskurve aus dem Gebiet der höheren Temperaturen in das der tieferen wegen der auftretenden Knickpunkte unmöglich ist.

Das Prüfgerät der I. G. und das der DVL haben sich in der Charakterisierung der S c h m i e r ö l e in ihrem Kälteverhalten und im Betriebe ausgezeichnet, da sie die maschinentechnischen Forderungen weitgehend erfüllen.

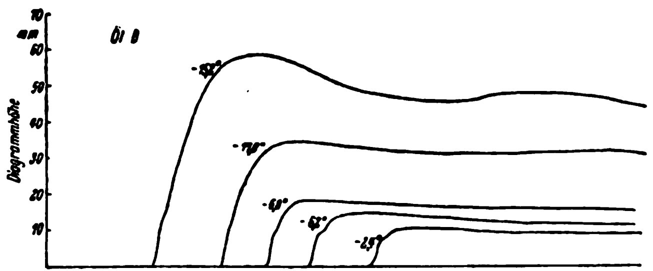


Abb. 10. Darstellung des Losbrechwiderstandes

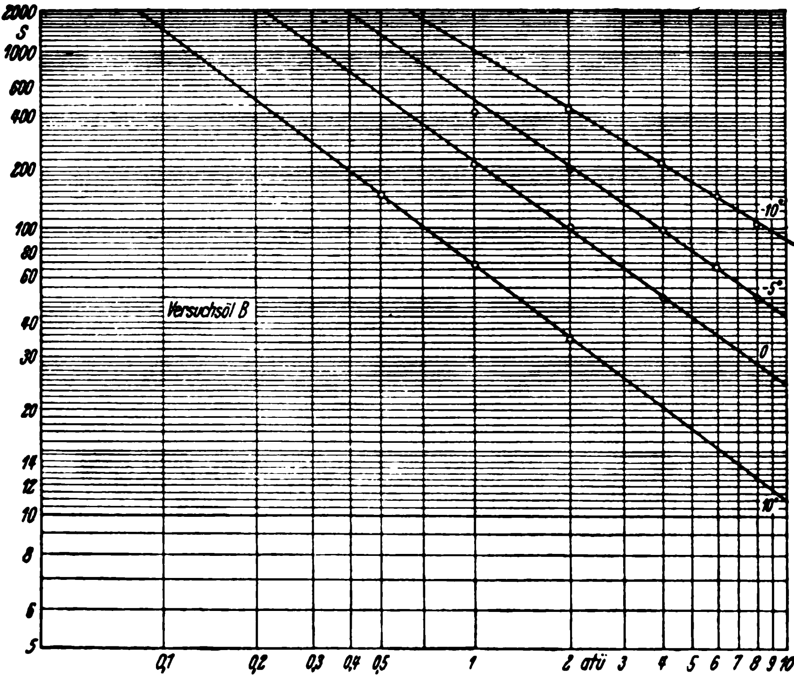


Abb. 8. Die bei Fließwiderstandsmessungen ermittelten Durchflußzeiten in Abhängigkeit vom Druck bei verschiedenen Temperaturen. Versuchsöl B

Schrifttum

[1] *H. Vogel, Über das Verhalten von Ölen beim Erstarren und Schmelzen, Erdöl und Teer, Bd 3, S 534 (1927).*

[2] *L. Gurwitsch, Wissenschaftliche Grundlagen der Erdölverarbeitung, S 166 (1924).*

[3] *Richtlinien für den Einkauf und die Prüfung von Schmiermitteln, 7. Auflage (1936).*

[4] *S. Erk, Der Fließwiderstand von Schmierölen bei tiefen Temperaturen. Phys. Ztschr. Bd 38, S 449/453 (1937).*

FORSCHUNGS-KURZBERICHTE

Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S = Seiten, Sp = Spalten, L = Lichtbilder, Sk = Skizzen, Sb = Schaubilder, Z = Zahlentafeln, F = Formelrechnungen, f = ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Festigkeit

Spannungsmessungen bei einseitig zugänglichen Schalen. A 22 23

A. Dose: Untersuchungen zur Erfassung des Biegungs- bzw. Beulungseinflusses bei Spannungsmessungen an nur einseitig zugänglichen Schalenkonstruktionen; Lufo Bd 18, Lfg 2/3 (29 III 41), S 95/101 (12½ Sp, 16 Sk, 3 Sb, 4 Z, F).

Dehnungsmesser, die nur einseitig auf Schalen aufgesetzt werden können, geben wegen der Beulung die Spannung nicht richtig wieder. Aus Betrachtungen über die Abhängigkeit der Biegedehnung von gewissen Parametern folgt, daß mit einem Krümmungsmesser als Zusatzgerät sich die Spannung in der Mittelschicht zuverlässiger ergibt. E. Foku 41 07 01

Knickbiegung. A 22 3

J. Cassens: Tafel einiger Knickbiegefälle; Lufo Bd 18, Lfg 2/3 (29 III 41), S 86/97 (17 Sp, 30 Sk, 21 Rechentafeln, F).

Die Differentialgleichungen für die Knickbiegung von Trägern führen nach verschiedenen Verfahren auf Durchbiegung, Knicklast usw. für die verschiedenen Einspannungs- oder Belastungsfälle. Statt des Elastizitätsmaßes wird bei hoher Knickspannung zweckmäßig der Knickmodul eingeführt. E. Foku 41 07 02

Flugmechanik

Bremswirkung beim Landen. P 31 91

C. Mathias und K. Schaaff: Ausrollstrecke, Bremsbeanspruchung und Überschlagsmöglichkeit beim Landen; Lufo Bd 18, Lfg 2/3 (29 III 41), S 70/76 (14 Sp, 1 Sk, 11 Sb, F).

Aus der Differentialgleichung des Ausrollvorgangs ergaben sich die Gesetze für den Ausrollweg, die Bremswirkung abhängig von Luftkräften und Wärmeaufnahme der Bremsen sowie die Gefahr des Überkippens. Der Mindestwinkel für die Schwerpunktlage in den Sicherheitsvorschriften muß danach sinnvoller festgesetzt werden. E. Foku 41 07 03

Geschwindigkeitsverhältnisse beim Landen. P 31 91

J. Cassens und H. Schaefer: Sinkgeschwindigkeit nach Abfangen; Lufo Bd 18, Lfg 2/3 (29 III 41), S 77/81 (10 Sp, 7 Sk, 6 Sb, F).

Aus den Bewegungsgleichungen des Landevorgangs ergibt sich eine Näherungsformel für die senkrechte Sinkgeschwindigkeit. Diese ist kurz nach dem Abfangen unabhängig von Luftdichte, Fluggewicht und Flächenbelastung. E. Foku 41 07 04

Flugströmungslehre

Böenausgleichklappen. P 31 15

Philip Donely and C. C. Shufflebarger: Tests of a Gust-Alleviating Flap in the Gust Tunnel; NACA TN 745 (I 40), Washington (11 S, 2 Z, F, f 1 L, 2 Sk, 12 Sb).

Im NACA-Böenwindkanal wurde ein Flugzeugmodell, $b = 1$ m, mit rechteckigem Tragflügel und langsam schwingender, dynamisch überausgeglichener Böen-Milderungsklappe, mit Federn an den Drehpunkten, für zwei Formen des Böenverlaufs, eine bestimmte Böen- und Fluggeschwindigkeit sowie Flächenbelastung untersucht. Zum Vergleich wurde die Klappe blockiert (vgl. Foku 35 08 04, 36 09 07, 39 02 28, 40 07 08). — Die Klappe verminderte das stärkste Anwachsen der Beschleunigung für schwere Böen mit einem Gefälleabstand von acht Flügeltiefen um 39 %, für eine scharf einsetzende Bö nur um 3 %. Die Klappe verschlechtert aber die Längsstabilität. Berechnungen über den Klappeneinfluß stimmen mit dem Versuch gut überein. E. Foku 40 07 05

Anteil des Rumpfes an den Luftkräften. P 31 4

H. Multhopp: Zur Aerodynamik des Flugzeugrumpfes; Lufo Bd 18, Lfg 2/3 (29 II 41), S 52/66 (28½ Sp, 14 Sk, 9 Sb, 1 Z, F).

Aus der Wechselwirkung zwischen Rumpf und Tragflügel ergeben sich der Anteil des Rumpfes oder der Motorgondeln an den Luftkräften und ein Berechnungsverfahren für die Lastverteilung. Bei diesen wird durch konforme Abbildung ein „gleichwertiger Flügel" für die Auftriebsverteilungsrechnung bestimmt. Die Verschiebung des Neutralpunktes durch den Rumpf ergab sich aus einer Impulsabschätzung, die zusätzliche Auftriebsverteilung und Seitenleitwerkskraft beim Schieben aus der Verdrängungsströmung. E. Foku 41 07 06

Luftkräfte an Seeflugzeugen. P 31 4

O. Pabst: Sechskomponentenmessung an einem Seeflugzeugmodell; Lufo Bd 18, Lfg 2/3 (29 III 41), S 47/51 (10 Sp, 2 L, 6 Sk, 7 Sb).

An einem Focke-Wulf-Seeflugzeug-Modell wurden ohne Anwesenheit des Wasserspiegels Sechskomponentenmessungen durchgeführt. Die Kraft- und Moment-Beizahlen wurden abhängig vom Schiebe- und Hängewinkel bestimmt. E. Foku 41 07 07

Druckverteilung an Flügeln mit Spreizklappen im Kurvenflug. P 31 15

Frank G. Rokus: Pressure-Distribution Measurements on a Rectangular Wing with a Partial-Span Split Flap in Curved Flight; NACA TN 742 (XII 39), Washington (7 S, 2 Z, F, f 1 Sk, 13 Sb).

Am 10 m-Rundlauf des Daniel Guggenheim Airship Institute wurde für einen Rechteck-Tragflügel, Schnitt NACA 23 012, die Druckverteilung gemessen, um die Roll- und Wendemomente in der Kurve zu bestimmen. Die Längsneigung war 0° und 5°, der Schiebewinkel 0°, ± 5° und ± 10°. Die Spreizklappe erstreckte sich über 0, 25, 50 und 75 % der Spannweite; sie war 60° ausgeschlagen (vgl. Foku 39 11 07, 40 05 16). — Die gemessenen Roll- und Wendemomentzahlen stimmen mit den berechneten hinreichend überein. Das Rollen wird vom Schieben wenig beeinflußt. Kleine Änderungen in der Normalkraftverteilung, besonders an den Flügelenden, beeinflussen das Gesamtrollmoment wenig. Die Wendemomentzahlen wachsen bei positivem Schiebewinkel beträchtlich, vor allem bei teilweise durchlaufender Spreizklappe; bei —10° Schieben wurde das Wendemoment schwach negativ, falls die Klappen 25 % oder 50 % der Spannweite decken. Das rührt nach den Druckverteilungskurven daher, daß die Klappenvorderseite am Innenende etwas höheren Überdruck, die Rückseite etwas höheren Unterdruck hat. E. Foku 41 07 08

Schraubenstrahl- und Leitwerklage-Einfluß auf Flugzeugschwingungen. A 25 41

Rudolph L. Thoren und Clarence L. Johnson: Effects of Propeller Slipstream and Tail Position on the Vibration Characteristics of the Lockheed Lodestar; J. aeron. Sciences Bd 7, N 10 (VIII 40), S 419/424 (11 Sp, 3 L, 5 Sk, 9 Sb).

Beim Lockheed-Lodestar zeigten sich lästige Schwingungen in der Kabine; sie waren am größten nahe der Hinterwand, bei Drehzahlen zwischen 1600 und 2000 U/min und bei 240 km/h Fluggeschwindigkeit. Ihre Hauptfrequenz lag bei der dreifachen Schraubendrehzahl. Die Erscheinung war um so merkwürdiger, als die Schwingungseigenschaften des Triebwerks befriedigten. Längere Versuche ergaben als Ursache, daß die Grenze des Schraubenstrahls gerade das Höhenleitwerk berührte und daher den Schwanz erschütterte. Abhilfe schaffte das Höherlegen des Leitwerks um 0,3 m. E. Foku 41 07 09

Böenstatistik und Tragwerkbeanspruchung. **P 31 77**

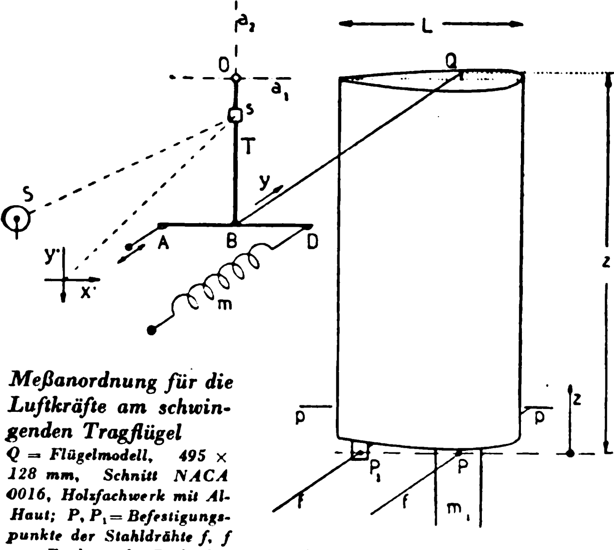
H. Krumbholz: Bemerkungen zur Häufigkeit der Böenbelastung am Tragwerk: Lufo Bd 18, Lfg 2/3 (29 III 41), S 82/85 (7 Sp, 6 Sb, 2 Z).

Die Häufigkeit der Flügelbelastung durch Böen ergibt sich aus der statistischen Auswertung von Flugmessungen. Sie liefert aber zu ungünstige Beanspruchungen, weil bei der Einheitsverteilung die stärkeren Böigkeitsgrade bevorzugt werden, während die Lastwechselzahl auch die kleinen Böenstöße einschließt. Daher ist eine andere Häufigkeitsverteilung zugrunde zu legen. Bei wachsender Böenempfindlichkeit sind die zusätzlichen Böen schwächer; die Festigkeit ist also günstiger zu beurteilen. E. Foku 41 07 10

Luftkräfte am schwingenden Tragflügel. **P 31 19**

P. Cicala: Ricerche sperimentali sulle azione aerodinamische sopra l'ala oscillante (Serie III); Aerotecn. Bd 21, N 1 (I 41), S 46/53 (7½ S, 2 Sk, F).

Die Auftriebsänderungen an einem Tragflügel, der quer zur Anströmrichtung schwang, wurden früher näherungsweise gemessen (vgl. Foku 37 02 06).



Meßanordnung für die Luftkräfte am schwingenden Tragflügel
Q = Flügelmodell, 495 × 128 mm, Schnitt NACA 0016, Holzfachwerk mit Al-Haut; P, P_1 = Befestigungspunkte der Stahldrähte f, f zum Festlegen der Drehachse parallel der Verkleidung pp; m_1 = Blattfeder, trägt das Modell; A, B, D, m, T, O = Meßgestell mit drehbarem Spiegel s; S = Lampe

Das Flügelmodell und die Meßanordnung wurden verbessert. Dann ergab sich, daß die Anteile der Auftriebszahl, die gegen die Schwingungen um 90° phasenverschoben sind, und die Dämpfung der Biegeschwingungen bei hohen Reynoldszahlen von der Schwingungszahl nahezu unabhängig sind; die Anteile mit 0° Phasenverschiebung sind klein, da die scheinbare Masse des Profils sich im Wind vermindert. Beides stimmt mit der Theorie überein. E. Foku 41 07 11

Schnellflug-Tragflügel. **A 35 27**

Itirô Tani und Satosi Mituisi: Contributions to the Design of Aerofoils Suitable for High Speeds; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (12), N 198 (IX 40), S 397/415 (18 S, 7 Sk, 8 Sb, 2 Z, F).

Der Umschlag von laminarer in turbulente Grenzschicht an einem Tragflügel wird verzögert, wenn der kleinste Druck weiter hinten auftritt. Dieser soll auch nicht zu gering sein; damit wird gleichzeitig das Auftreten von Stoßflächen zu möglichst großen Geschwindigkeiten verschoben. Die Druckverteilung ergibt sich, wenn man die Profilform als Fourier-Reihe entwickelt, aus einer Gleichung von *Moriya*. Daraus erhält man den Verlauf der Mittellinie, symmetrisch zur halben Flügeltiefe, für gleichmäßige Druckverteilung, das symmetrische Profil mit derselben Eigenschaft und einen — auch in bezug auf halbe Flügeltiefe — symmetrischen Flügelschnitt mit weit nach hinten verlagertem Mindestdruck. Windkanalversuche zeigten nicht die berechnete Druckverteilung, ergaben aber für das neue Profil einen Umschlagpunkt erst bei 80 % der Tiefe, also viel weiter hinten als bisher beobachtet. Mit wachsender Reynoldszahl wird dieser jedoch nach vorn wandern. E. Foku 41 07 12

Abreißen der Strömung an Tragflügeln mit Verwindung und Klappen. **A 35 27**

G. Hartwig: Beobachtung des Einflusses von Tragflügelanbauten und Klappen auf den Abreißverlauf der Tragflügelströmung; Lufo Bd 18, Lfg 2/3 (29 III 41), S 40/46 (14 Sp, 11 L, 82 Sk, 1 Sb).

An drei Trapezflügeln gleicher Tiefenverteilung mit verschiedenem Verlauf der tragenden Linie für die Focke-Wulf-Condor (FW 200), in einem Fall auch mit Rumpf, Gondeln und ausgeschlagenen Landeklappen wurde der Abreißvorgang im Windkanal durch Fadenbeobachtungen untersucht. Auch bei Verwindung reißt die Strömung zuerst an den Flügelenden ab, jedoch bei Hinzufügen von Rumpf und Gondeln zuerst in der Mitte. Die Grenzschicht bewegte sich quer zur Anblasrichtung. E. Foku 41 07 13

Mechanik

Erzwungene Stabschwingungen bei veränderlicher Erregerfrequenz. **A 25 43**

Katsutada Sezawa und Wataru Watanabe: Some Experiments on the Forced Vibration of Varying Period; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (9), N 195 (VIII 40), S 213/227 (14 S, 1 L, 2 Sk, 15 Sb, F).

Ein elastischer Stab mit Magnetdämpfung wurde bei gleichbleibender Kraft, aber zeitlich linear schwankender Frequenz elektromagnetisch erregt. Die Resonanz-Schwingweite nahm stark ab, wenn die Frequenzschwankungen schneller wurden; das gilt jedoch nur für kleine logarithmische Dekremente. Die Schwankungen der Schwingweite hinken denen der Frequenz nach, vor allem bei großer Dämpfung. Für die Abhängigkeit der Resonanzschwingweite von der Frequenzänderungsgeschwindigkeit ergaben sich Erfahrungsformeln. E. Foku 41 07 14

Motorbau

Getriebe für Motoren mit achsparallelen Zylindern. **K 33 1**

L. Poggi: Il motore assiale a sospensione cardanica e le sue possibilità nei riguardi della variabilità del rapporto di compressione; Aerotecn. Bd 21, N 2 (II 41), S 109/121 (12½ S, 2 L, 3 Sk, 1 Sb, 4 Z, F).

Für Motoren mit achsparallelen Zylindern wurde früher (vgl. Foku 40 10 11) ein Getriebe vorgeschlagen. Dieses wurde verbessert durch eine kardanische Aufhängung der Taumelscheibe, an der die Pleuel mit Kugelgelenken befestigt sind. Die Scheibe sitzt also nicht mehr auf der Kurbelwelle, sondern ist mit dieser, die hier ungekröpft sein kann, durch ein Lager verbunden. Wenn dieses starr ist, müssen die geneigte Drehachse der Scheibe und die Hauptwelle sich im Kardanmittelpunkt schneiden. Man kann auf die geneigte Achse auch ein Exzenter setzen. Kinematisch entspricht das neue Getriebe dem erstgenannten von Bristol. Bei diesem werden aber alle axialen Anteile der Pleuelkräfte über die Kurbelwelle auf das Gestell übertragen, bei der neuen Anordnung unmittelbar. Eine Näherungsrechnung zeigt, daß dabei die Reibungsverluste auf weniger als die Hälfte sinken. Ferner gestattet die kardanische Aufhängung, die Verdichtung während des Betriebes zu ändern, also auch die Leistung, z. B. für den Start, zu steigern, und zwar bei verdoppelter Verdichtung um 71 %; das lehrt die thermodynamische Berechnung. E. Foku 41 07 15

Temperaturverlauf in Motoren. **M 11-11**

H. Graff: Ein neues Verfahren zur Bestimmung des Gastemperaturverlaufes in Ottomotoren; Lufo Bd 18, Lfg 1 (28 II 41), S 8/17 (19½ Sp, 4 L, 1 Sk, 10 Sb, F).

Die Gastemperatur in Ottomotoren ließ sich bisher nur stroboskopisch genau messen: Der Verbrennungsvorgang wurde in kleine Abschnitte unterteilt; über viele Verbrennungen wurde gemittelt. Für rasche, unregelmäßige Erscheinungen, wie das Klopfen, ist das nicht mehr möglich. Hierfür wurde ein oszillographisches Strahlungs-Meßgerät entwickelt, das stroboskopisch geeicht wird. Dazu werden die Resonanzlinien des Kaliums und eine Ultrarot-Photozelle benutzt. Das Ergebnis stimmte mit dem des Spektrallinien-Umkehrverfahrens überein. Die Zuordnung des Oszillogramms zu einem Temperaturverlauf ist eindeutig. E. Foku 41 07 16





Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung

Preisausschreiben 1940

Die Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung schrieb am 1. April 1940 wie in den Vorjahren Preisaufgaben aus den Gebieten Flugzeugbau, Flugmotorenbau, Funkwesen und Waffenwesen aus. Hierfür sind termingemäß insgesamt 31 Arbeiten eingegangen, und zwar für die Aufgabe aus dem Flugzeugbau 9, die aus dem Flugmotorenbau 14, die aus dem Funkwesen 2 und die aus dem Waffenwesen 6 Arbeiten. Die Vergleichszahlen des Preisausschreibens 1939, dessen Ergebnis am 12. Januar 1940 verkündet wurde, sind 8 Arbeiten aus dem Flugzeugbau, 13 aus dem Flugmotorenbau, 12 aus dem Funkwesen und 14 aus dem Waffenwesen.

Die Arbeiten werden zur Zeit von den Preisrichtern durchgesehen. Die Entscheidung soll zum 10. August, dem Todestag von Otto *Lilienthal*, herbeigeführt werden.

Persönliches aus der Luftfahrttechnik

Wehrwirtschaftsführer Professor Dr.-Ing. E. h. Dr. phil. h. c. Ernst Heinkel, *Inhaber des Nationalpreises für Kunst und Wissenschaft, beging am 19. Juli 1941 das 30jährige Jubiläum des Beginns seiner Konstrukteurtätigkeit. Heinkel hat zwar schon im Jahre 1909 einen Doppeldecker nach dem Farman-System gebaut, mit dem er im Juli 1911 abstürzte. Seine eigentliche Tätigkeit als Konstrukteur beginnt jedoch erst 1911 bei der Luftverkehrsgesellschaft in Johannisthal. 1913 wird Heinkel nach Übertritt zu den Albatros-Werken deren Chefkonstrukteur. Seine Konstruktionen erringen bereits damals zahlreiche Rekorde. Seit 1914 war er Chefkonstrukteur und Technischer Direktor der Hansa- und Brandenburgische Flugzeugwerke A.-G. Seine Flugzeuge, insbesondere seine Seeflugzeuge, waren eine schlagkräftige Waffe im Weltkrieg. Nach dem Weltkrieg ist Heinkel bei den Caspar-Flugzeugwerken tätig und legt 1922 den Grundstock für seine eigenen Werke. Die Bedeutung Heinkels für die weitere Entwicklung des Flugzeugbaues, insbesondere die aerodynamische Verfeinerung der Zelle, die Schaffung moderner Schnell-Verkehrsflugzeuge sind ebenso bekannt wie seine hervorragenden Jagd- und Bombenflugzeuge, die immer wieder in den Wehrmacht- und PK-Berichten genannt werden.*

General der Artillerie Emil Leeb *beging am 7. Juli d. J. sein 40jähriges Dienstjubiläum. Als Chef des Heereswaffenamtes im Oberkommando des Heeres hat er die Aufgabe, in Zusammenarbeit mit dem Reichsminister für Bewaffnung und Munition und mit der Rüstungsindustrie das Feldheer mit den besten Waffen und Kriegsgeräten zu versorgen. Bei der engen Zusammenarbeit der Wehrmachtsteile bestehen auch starke Beziehungen zur Luftwaffe. Über die bedeutsame Arbeit Leebs wird erst später berichtet werden können.*

Professor Dr. A. Thum, *Leiter der Materialprüfungsanstalt an der TH. Darmstadt, wurde am 16. Juli 1941 60 Jahre alt. Geboren in Marktoffingen, studiert Thum an der TH. München Elektrotechnik und legt 1904 die Diplomprüfung ab. Nach kurzer Tätigkeit bei Siemens-Schuckert in Berlin wird er Assistent an der TH. Zürich und 1906 an der dortigen Universität zum Doktor promoviert. In den Jahren danach arbeitet er bei Brown, Boveri & Cie. im Elektromaschinenbau. 1915 als Landsturmmann an die Front gerufen, wird er im Osten verwundet und anschließend in die Unterseebootsabteilung seiner Firma übernommen. Aus seiner Arbeit auf Mängel der damaligen Konstruktionen sowohl auf dem Werkstoffgebiet als auch auf der Berechnungs- und Gestaltungsseite hingewiesen, widmet er sich der Erforschung der hier vorliegenden Zusammenhänge. Nach dem Kriege übernimmt er die Leitung der Versuchsanstalt bei Brown, Boveri & Cie. in Mannheim. 1927 wird er ordentlicher Professor an der TH. Darmstadt für Werkstoffkunde und Leiter der dortigen Materialprüfungsanstalt. Diese gewinnt unter seiner Leitung immer größere Bedeutung. Der Erforschung des Werkstoffverhaltens unter wechselnder Beanspruchung widmet er seine Hauptarbeit. Er weist auf die Gefahren der Kerbstellen hin und gelangt zum Begriff der Gestaltfestigkeit. Thum hat vor allem Konstruktionselemente des Motorenbaues untersucht und konstruktiv zu ihrer Verbesserung und Vervollkommnung beigetragen. In zahlreichen Veröffentlichungen und Vorträgen hat er dem Konstrukteur die Ergebnisse seiner Forschung vermittelt. Auch auf dem Gebiet des Leichtbaues leistete er wertvolle Pionierarbeit. Der Krieg hat sein Arbeitsgebiet bedeutend erweitert. Hier kommt der Entwicklung neuer Werkstoffe, vor allem der Austauschstähle und Kunststoffe besondere Bedeutung zu.*

Hauptmann a. D. Fritz Gandenberger v. Moisy *beging am 14. Juli 1941 seinen 50. Geburtstag. Seit Jahren ist Gandenberger v. Moisy Pressereferent des NS-Reichskriegerbundes, dessen Presse (Reichskriegerzeitung, Reichsoffizierblatt) er besonders wehr- und luftwehrpolitisch als stellvertretender Hauptschriftleiter betreut. Seit 1911 aktiver Offizier, war er u. a. im Weltkrieg Batterieführer, Artilleriebeobachter bei der Fliegertruppe, Generalstabsoffizier und Kommandeur eines Infanteriebataillons. Als Hauptmann schied er 1920 aus, um Journalist zu werden. Er studierte in Heidelberg und Frankfurt a. M. und widmete sich dann der Wehr-, besonders aber der Luft- und Luftwehrpolitik. Sein gediegenes Wissen und die Form seiner zahlreichen Aufsätze sicherten ihm schon bald großes Ansehen in der Tages- und Fachpresse des In- und Auslandes, sein Buch „Luftkrieg — Zukunftskrieg?", eine auf realen Tatsachen und eigener Erfahrung beruhende Darstellung fand weit über die Grenzen des Reiches hinaus stärkste Beachtung.*

Auf den Tagungen und Vortragsabenden der Lilienthal-Gesellschaft ist v. Gandenberger, ebenso wie vorher bei der WGL., ständiger Gast als alter Wegbereiter der Luftfahrt, der, wie nur wenige, Sachkenntnis mit technischem Wissen vereint.

Dr. techn. Hans List, *ordentlicher Professor für Verbrennungskraftmaschinen und Wärmelehre an der TH. Graz, ist in gleicher Eigenschaft an die TH. Dresden berufen worden.*

Für Führer, Volk und Vaterland fielen *seit dem 1. September 1939 die Mitglieder der Lilienthal-Gesellschaft Gefreiter Robert Barabas, Feldwebel Bernhard Flinsch, Dipl.-Ing. Hans Hagedorn, Professor Dr. med. NSFK-Gruppenführer Lottig, Chef des Sanitätsamtes des NS-Fliegerkorps, und Flugzeugführer Adolf Ostermaier.*

Den Fliegertod starben *die Mitglieder Student Hermann Bulle, Student Adolf Engel, Student Herbert Friede, Flugbaumeister Dipl.-Ing. Handleiter, Flugbauführer Dipl.-Ing. Friedrich Lange, Flugbaumeister Dipl.-Ing. Lorch, Flugbauführer Dipl.-Ing. Peters, Flugbauführer Dipl.-Ing. Petersen, Flugbauführer Dipl.-Ing. Rolf Pfeiffer, Flugbauführer Dipl.-Ing. Prochazka, Flugbaumeister Dipl.-Ing. Reins. Auch sie ließen ihr Leben in Ausübung ihres Dienstes für Führer, Volk und Vaterland.*

Die Lilienthal-Gesellschaft wird das Andenken an ihre Mitglieder in Ehren halten.



BÜCHERSCHAU

VDI-Jahrbuch 1940. Die Chronik der Technik. Herausgegeben im Auftrage des Vereins Deutscher Ingenieure im NS-Bund Deutscher Technik von *A. Leitner.* 319 Seiten. VDI-Verlag G. m. b. H., Berlin. 1941. Preis: br. 3,50 RM, für VDI-Mitglieder 3,15 RM.

Bei der Vielfalt der Technik und den unzähligen Aufgaben des Ingenieurs im Kriege ist die schnelle Umsetzung von Ergebnissen der technischen Forschung und Entwicklung in die Praxis letzten Endes ausschlaggebend für den Vorsprung in der technischen Leistungsfähigkeit, den wir gegenüber unseren Gegnern besitzen. Das technische Schrifttum ist dabei der wesentliche und unentbehrliche Mittler. Das VDI-Jahrbuch erfüllt eine dankenswerte Aufgabe, indem es den Stand der Entwicklung auf etwa 100 Einzelgebieten so darstellt und in fast 5000 Randnoten mit etwa 1300 in- und ausländischen Schrifttumsstellen belegt, daß ein Einarbeiten in spezielle Probleme erleichtert wird. Gegenüber den bisherigen VDI-Jahrbüchern sind diesmal die Schrifttumsangaben durch die Verfassernamen ergänzt. Ein ausgiebiges Sachwortverzeichnis erschließt vom einzelnen Sachbegriff aus den Inhalt des Jahrbuches. *Sn.*

Stanzereitechnik. Bd. II: Umformende Werkzeuge. Von Ing. Heinrich *Hilbert.* 299 Seiten mit 311 Abbildungen und 23 Tafeln. Verlag: Carl Hanser, München. 1941. Preis: geb. 9 RM.

Das Buch bringt in mehr allgemeinverständlicher Darstellung die grundlegenden Begriffe der umformenden Werkzeuge und gibt einen guten Überblick über das Gebiet der Stanzwerkzeuge. Es ist in der Hauptsache für den praktischen Gebrauch bestimmt. Es eignet sich vorzüglich als Anleitungsbuch für den Werkmeister, Lehrgesellen und Jungarbeiter und nicht zuletzt zum Selbststudium. Die zahlreichen Arbeitspläne und Kalkulationsbeispiele geben viel interessantes Zahlenmaterial und wichtige Anregungen, die von sehr großem Nutzen sein können. *Tippkemper.*

Der Feldzug in Norwegen. Was die Gegner meldeten — und was wirklich geschah. Von Werner *Picht.* 100 Seiten mit 3 Skizzen. Preis: kart. 1 RM.

Das Ende der Illusionen. Der Feldzug im Westen. Von Werner *Picht.* 162 Seiten. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin. 1941. Preis: kart. 1,80 RM.

Nichts zeigt deutlicher, daß an den Feststellungen der deutschen Wehrmachtberichte nicht zu rütteln ist, als diese Gegenüberstellung von Tatsachen und Feindmeldungen. Der Verfasser hat von den Feldzügen in Polen (vgl. N 3, Bd 7 [1940] „Das Oberkommando der Wehrmacht gibt bekannt ..."), Norwegen und im Westen diese Zeugnisse der gegnerischen Geisteshaltung der klaren Sprache des Oberkommandos der Wehrmacht gegenüber gestellt und damit gezeigt, daß die Vorsehung den mit Blindheit schlägt, den sie verderben will. *Sn.*

Militärstrafgesetzbuch in der Fassung der Verordnung vom 10. Oktober 1940 mit Einführungsgesetz und Kriegssonderstrafrechtsverordnung. Erläutert von Martin *Rittau.* 3. Auflage. 248 Seiten. Verlag: Walter de Gruyter, Berlin. 1941. Preis: br. 6 RM.

Die 3. Auflage ist verfaßt unter Berücksichtigung der Neufassung des Militärstrafgesetzes, die durch Verordnung vom 10. Oktober 1940 in Kraft getreten ist. Die Vorschriften, die während des Krieges von erhöhter Bedeutung sind, haben in den Erläuterungen besondere Berücksichtigung gefunden. Außer dem eigentlichen Militärstrafgesetz umfaßt das Buch die Kriegssonderstrafrechtsverordnung sowie das Einführungsgesetz zum Militärstrafgesetzbuch vom 20. Juni 1872. In mehreren Anhängen sind ferner Bestimmungen über Rang- und Vorgesetztenverhältnis der Soldaten des Heeres. Gattungen und Rangklassen der Wehrmachtbeamten (Auswahl) sowie die Bestimmungen über Polizei und Wehrmacht wiedergegeben.

Der Verfasser war im gegenwärtigen Kriege selbst im aktiven Truppendienst; die hierbei erworbenen Kenntnisse hat er in weitgehendem Maße in seinem Buche verwertet. Darüber hinaus sind die Erläuterungen zum Gesetzestext sehr ausführlich, klar und leicht verständlich gehalten. Das Buch ist somit unzweifelhaft als wertvolle Bereicherung auf dem Büchermarkt zu betrachten; insbesondere dürfte es von den militärischen Disziplinarvorgesetzten, den Lehrern an Kriegsschulen und -akademien sowie von allen Fachkreisen als solches geschätzt werden. *Wolff.*

Umschlag:

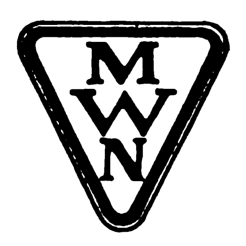
Bei allen Feldzügen dieses Krieges und jetzt wieder im Osten hat sich die Flak aufs beste bewährt. Ihre Verbände sichern, wo es erforderlich ist, den Luftraum oder greifen als gefürchtete Waffe in den Erdkampf ein. Unser Bild zeigt die Verladung deutscher Flaktruppen nach Afrika. Die 2 cm Flak schützt selbst die Verladung.



Bild: PK-Oppitz-PBZ

INHALT

Hauptschriftleiter: O. Hollbach, z. Z. im Wehrdienst. Vertretung: K. Simon, Hauptschriftleiter i. N., Berlin-Zehlendorf. Zuschriften an die Schriftleitung unter: Berlin SW 68, Kochstr. 5. Fernruf: 19 45 00. Anzeigenleiter und verantwortlich für den Inhalt der Anzeigen: P. Falkenberg, Berlin W 62. Zur Zeit gilt Anzeigen-Preisliste Nr. 7. Druck: Ernst Siegfried Mittler und Sohn, Buchdruckerei, Berlin. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin SW 68.



Mechanische Werkstätten Neubrandenburg

G. m. b. H.

NEUBRANDENBURG (MECKLBG.)

*

Spezialfabriken für:

Abwurfgeräte mit elektrischer oder mechanischer Auslösung · Maschinengewehr-Drehringe, -Lafetten und -Synchronisatoren · Drehbare Flugzeugkuppeln aus Plexiglas · Maschinengewehr-Übungs- und Lehrgeräte für Flugzeugführer, Flugzeugbeobachter und Waffenmeister · Luftzieldarstellungen durch horizontale und vertikale Schleppscheiben · Übungs- und Prüfgeräte für Bombenvisiere

*

Vertretungen in allen Staaten

*



Als guter Kamerad tritt er ins Glied!

Es wird in kommenden Friedenstagen bei der Büroarbeit manchmal heiß hergehen. Dann erweist der Roto-Vervielfältiger sich als guter Kamerad. Er entlastet alle schreibenden Mitarbeiter, wenn ihn eine verständige Hand lenkt. Zuverlässig und stets einsatzbereit tut der Roto seine Pflicht.

Roto-Werke AG.

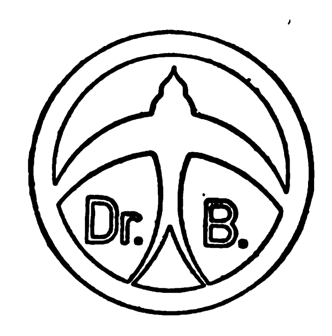
Königslutter

ROTO

vervielfältigt mühelos!







Dr.-Ing. Boehme & Co.

Lüdenscheid / Minden

Sonderausrüstungen für Flugzeuge





TRANSFORMATOREN

Gleichrichter
Wechselrichter
Umformer
Verstärker
Spezialgeräte für Luftfahrt und Marine

KUHNKE **H. KUHNKE · KIEL**



Bordnetz- und Funkleitungen
Kabel, Drähte und Schnüre

für Fernmeldezwecke, Stark- und Schwachstrom liefert

Fabrik isolierter Drähte und Schnüre

SCHULZE & SCHNEIDER, Draht- und Kabelwerk GmbH.

Schönow über Bernau bei Berlin



AGO-Flugzeugwerke suchen zum baldmöglichen Eintritt

Werks-Einflieger
für Serienmaschinen

Ausreichende fliegerische Erfahrungen (mindestens B 2-Schein), technisches Verständnis und Wendigkeit sind Voraussetzung.

Bewerbungen unter Beifügung von Lebenslauf, Lichtbild, Zeugnisabschriften und Angabe der Gehaltsansprüche sind zu richten an

AGO-FLUGZEUGWERKE G.M.B.H.
Oschersleben (Bode)

Flugzeugbau im Rhein-Main-Gebiet
sucht für sofort oder später:

Erfahrenen Leiter
der Arbeitsvorbereitung

Konstrukteure
für Maschinen- und Flugzeugbau

Technische Zeichner

Zeichenlehrlinge

Angebote mit Lichtbild, Lebenslauf, Bewerbungsunterlagen, Gehaltsangabe und Eintrittsmöglichkeit unter D. L. 112

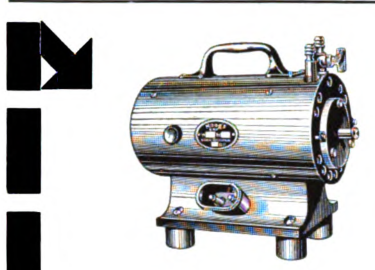
Größere Möbelfabrik in Mitteldeutschland sucht für ihre umfangreiche Abteilung Flugzeugbau eine

erste Kraft
als Betriebsleiter

Bedingung ist, firm im Disponieren und sehr gute Fachkenntnisse im Holzflugzeugbau. Angebote mit Lebenslauf, Zeugnissen und Gehaltsforderungen erbeten unter D. L. 111







Hoog's Druckpumpe und Elektrogebläse, Universal-Konstruktion

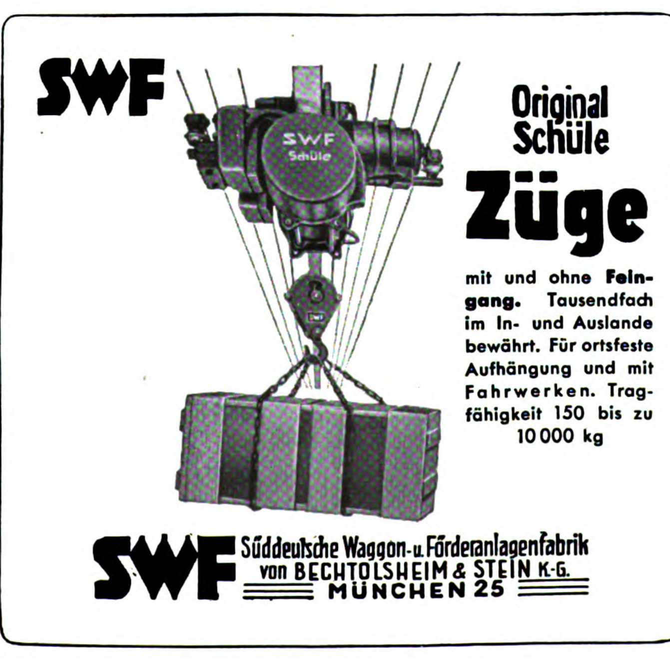
zum Saugen und Drücken von Gasen (z. B. Luft) und Flüssigkeiten; zum Spritzen von Farben und Lacken für Flugzeugteile usw.

Fa. Emil Hoogland, Köln









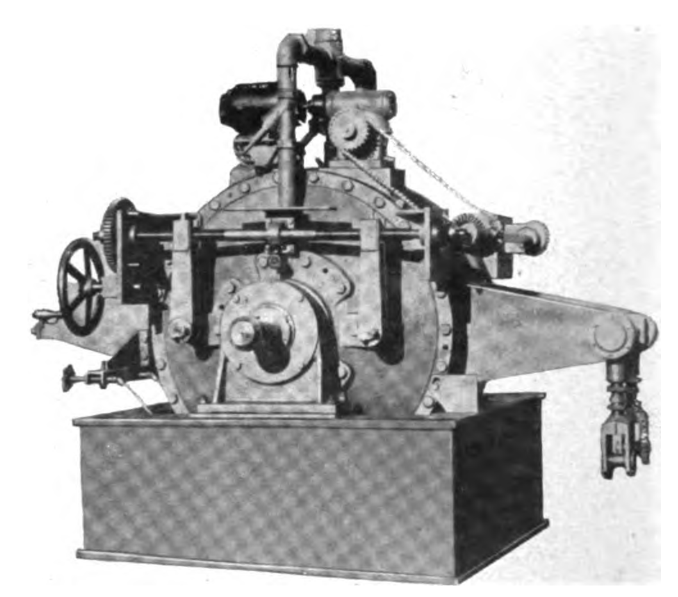
DEUTSCHE LUFTWACHT

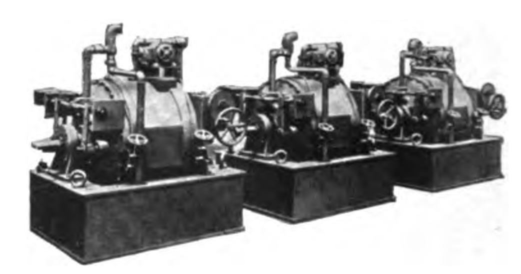
Ausgabe LUFTWISSEN

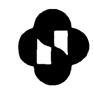


VERLAG E. S. MITTLER & SOHN BERLIN   PREIS RM 1,– IM AUSLAND RM 1,50

Luftwissen Bd. 8. Nr. 8   Seite 233-264   Berlin, August 1941

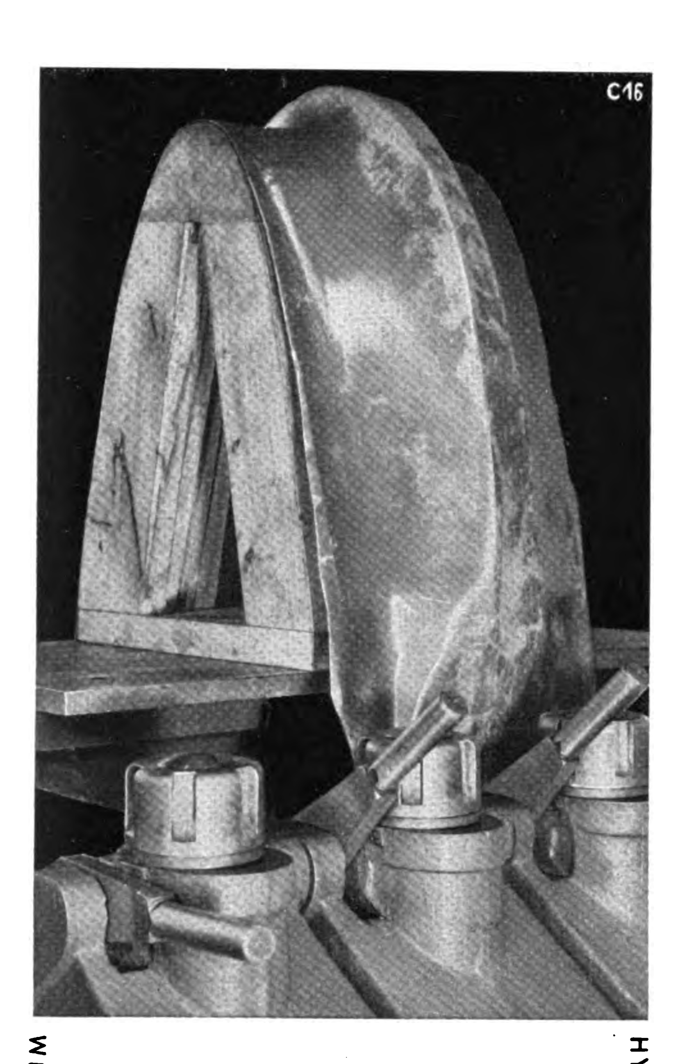






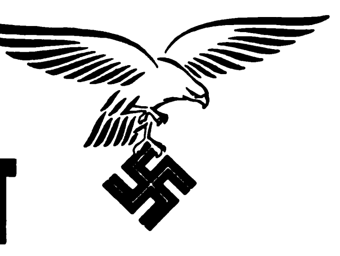


ELEKTRIZITÄT
IM FLUGZEUG
Zuverlässiges Arbeiten der Flugzeugorgane
Unabhängigkeit von Luftdruck und Temperatur
Unempfindlichkeit gegen Vereisung der Geräte
Einfachste Bedienung und Wartung
HAKENFELDE
LUFTFAHRTGERÄTEWERK HAKENFELDE GMBH BERLIN-SPANDAU


C16


IGEDUR
hochfest
Leichtmetall-Legierungen(Din1713, Al-Cu-Mg, spez. Gewicht 2,8) mit hohen Festigkeits-Eigenschaften, ausgezeichnet kalt verformbar.
I G FARBENINDUSTRIE
AKTIENGESELLSCHAFT
BITTERFELD
HYDRONALIUM · IGEDUR · ELEKTRON · HYDRONALIUM
HYDRONALIUM · IGEDUR · ELEKTRON · HYDRONALIUM
ELEKTRON · HYD ALIUM · IGEDUR

DEUTSCHE LUFTWACHT



Ausgabe **LUFTWISSEN**

MIT MITTEILUNGEN DER DEUTSCHEN AKADEMIE DER LUFTFAHRTFORSCHUNG UND DER LILIENTHAL-GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRTFORSCHUNG

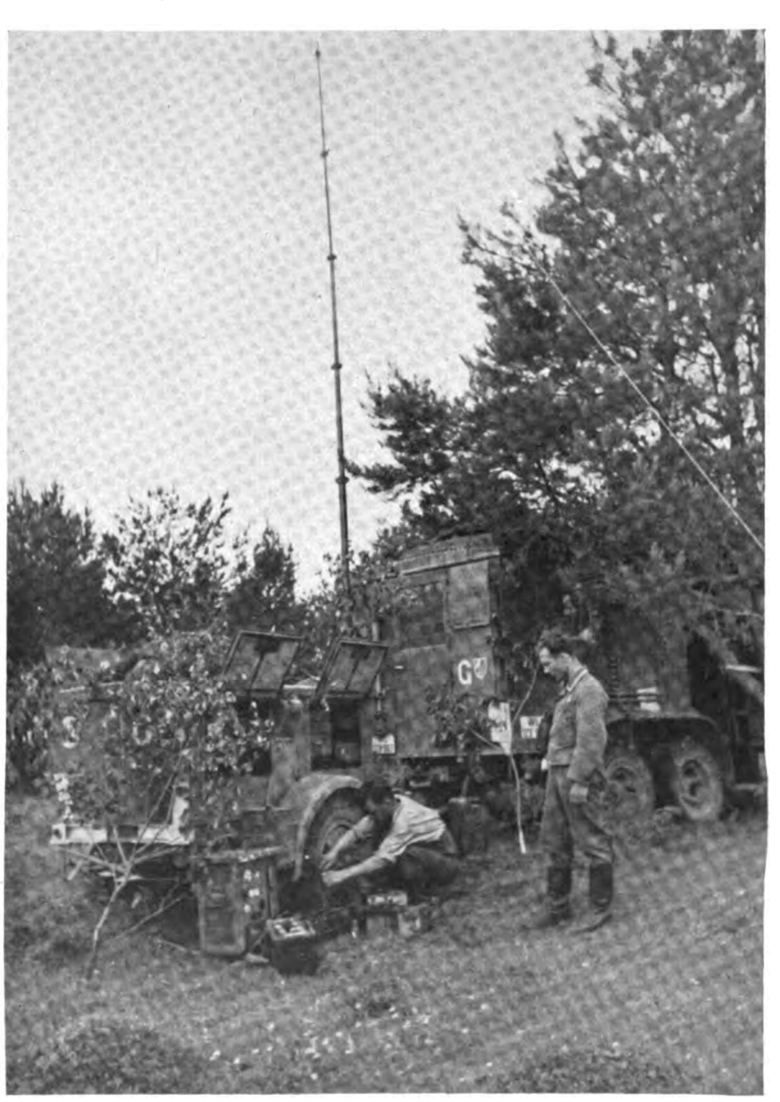
Herausgegeben unter Mitwirkung des Reichsluftfahrtministeriums. Hauptschriftleitung: Otto Hollbach

Luftwissen, Band 8 **N 8, S 233/264** **Berlin, August 1941**

Siegreiche Luftwaffe

Der Luftkrieg im Juli 1941

Immer deutlicher hat sich im Verlauf des Feldzuges gegen die Sowjets herausgestellt, daß der Angriff des Bolschewismus gegen Deutschland und damit seinen Todfeind, den Nationalsozialismus, von langer Hand und bis ins einzelne vorbereitet war. Man hatte in Moskau allerdings fälschlicherweise damit gerechnet, daß die bisherigen Feldzüge die Verteidigungskraft des Reiches so geschwächt hätten, daß der feige Überfall verhältnismäßig risikolos unternommen werden könne. Das war auch die Basis, auf der man sich mit London und Washington traf. Man hütete sich dort zwar, dem neuen Bundesgenossen auseinanderzusetzen, daß die deutsche Wehrmacht nach allen bisherigen schmerzlichen Erfahrungen Englands durchaus nicht schwächer, sondern erheblich stärker geworden sei; aber man war doch der Überzeugung, daß besonders die so gefürchtete deutsche Luftwaffe nicht in der Lage sein werde, ihre Luftüberlegenheit an der Kanalküste zu wahren und gleichzeitig der Sowjetluftmacht pari zu bieten oder sie gar zu zerschlagen. Man erwartete die Einstellung der Angriffe auf die Rüstungsindustrie, die Werften und Docks der britischen Insel; auch der neue Bundesgenosse sollte zumindest den Briten eine Atempause bringen. Auf diesen Überlegungen fußten auch die Operationspläne der Spießgesellen in Moskau, London und Washington. Es war bekannt, daß die bolschewistische Wehrmacht eine ausgesprochene Offensivwaffe war; alle vorher bekanntgewordenen Manöver sowie zahlreiche Äußerungen maßgebender Sowjetoffiziere hatten das bewiesen. Im Gesamtrahmen war der Luftwaffe eine sehr wichtige Rolle zugewiesen. Sie hatte nicht nur durch taktischen Einsatz die Erdtruppen zu entlasten, sondern in erster Linie operative Aufgaben, die sich auf Zerschlagung des gegnerischen Nachschubs, seiner rückwärtigen Verbindungen und Bereitstellungen, Vernichtung der erreichbaren Industriegebiete, Terrorangriffe auf offene Städte, größtmöglichen Einsatz von Fallschirmjägern und Luftlandetruppen weit im Rücken der feindlichen Front und planmäßige — dadurch



Bei den großen Entfernungen des Ostens ist der Funkverkehr von höchster Bedeutung. Eine Luftnachrichtenabteilung beim Aufbau einer schweren Funkstation



Vernichtung eines sowjetischen Panzerzuges. Dieser Volltreffer, der dem sowjetischen Panzerzug kurz vor Überqueren der Beresina zum Verhängnis wurde, beweist die Zielsicherheit unserer Luftwaffe

bedingte — Verbreitung von Unsicherheit und Unruhe im Hinterland des Gegners erstreckten. London glaubte schlau zu rechnen, wenn es annahm, daß all das einen so erheblichen Teil der deutschen Luftwaffe allein zur Abwehr erfordere, daß im Westen nur mehr unerhebliche Teile der deutschen Geschwader bleiben könnten, wolle sich Deutschland nicht der Gefahr einer sowjetischen Luftinvasion aussetzen.

Darauf baute Churchill den Plan seiner „Luftoffensive“ auf. Er wollte zunächst die in ihren Folgen immer unangenehmer werdenden deutschen Luftangriffe auf die britische Insel und ihre Zufuhren verhindern, außerdem durch diesen „Entlastungsstoß“ den Bolschewisten in ihren Angriffsplänen unter die Arme greifen und schließlich das inzwischen trotz aller Propaganda erheblich ramponierte Ansehen der britischen Luftwaffe etwas heben. Das letztere konnte durch Nachtangriffe allein nicht gelingen, da deutsche Flugzeuge immer wieder auch bei Tag über der Insel erschienen und kriegswichtige Ziele mit größtem Erfolg angriffen. So hetzte London seit langen Monaten zum erstenmal wieder in größerem Umfang seine Flieger bei Tag über den Kanal und hoffte nur im stillen, daß sie dort leichtes Spiel haben würden.

Wieder hatte sich der Gegner verrechnet. Am 10. Juli gab eine Sondermeldung des Oberkommandos der Wehrmacht bekannt, daß die Sowjetluftwaffe seit den Morgenstunden des 22. Juni insgesamt 6233 Flugzeuge verloren habe. Damit war diesem wichtigsten Angriffsinstrument der Bolschewisten ein so tödlicher Schlag versetzt, daß an einen operativen Einsatz in größerem Umfang nicht mehr gedacht werden konnte. Das bedeutet aber für Moskau noch erheblich mehr: Die bolschewistische Strategie steht und fällt mit der Luftwaffe; deren effektive Ausschaltung hat Moskau aller ferneren militärischen Entschlüsse enthoben. Sinnloser Widerstand ist nun die letzte Möglichkeit, die an der Entscheidung nichts mehr ändert. Trotzdem die Sowjets — wie schon die Ab-



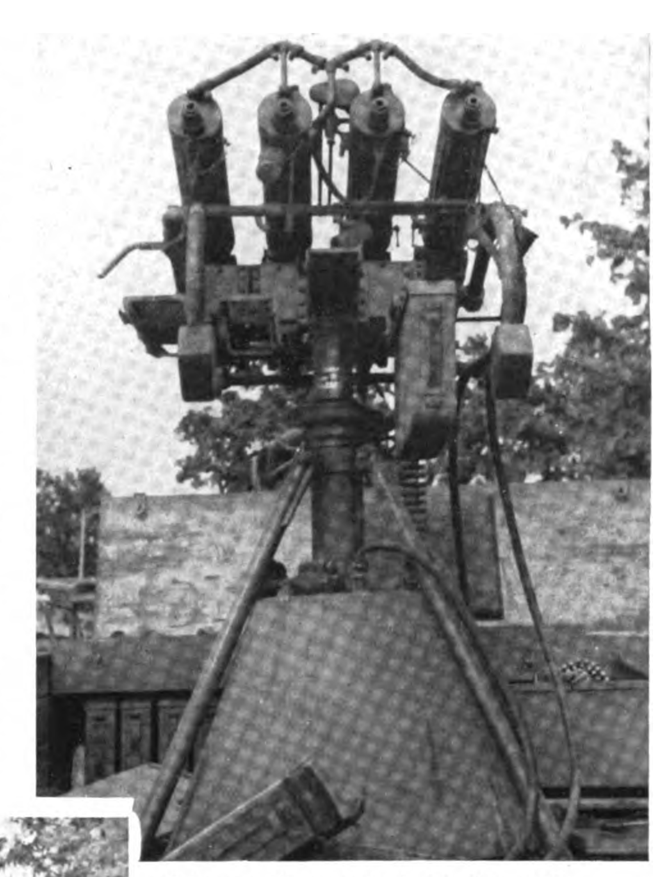
Angriff auf sowjetischen Flugplatz. Die Wucht der deutschen Bomben ist u. a. daraus zu ersehen, daß weit von der Einschlagstelle abgestellte Flugzeuge durch den Luftdruck auf den Rücken geworfen wurden

schußzahlen beweisen — geradezu unvorstellbare Flugzeugmengen ins Gefecht warfen, hat sich das deutsche Material, vor allem aber die Kriegserfahrung und die Einsatzbereitschaft der deutschen Flieger wieder haushoch überlegen gezeigt. Es sei hier nur an den erfolgreichsten Jagdflieger der Welt, Oberst Mölders, erinnert, der am 15. Juli innerhalb weniger Stunden 5 Sowjetflugzeuge zu Boden schickte und mit dem letzten seinen 101. Abschuß im Großdeutschen Freiheitskampf erzielen konnte. Die Verleihung des Eichenlaubes mit Schwertern und Brillanten zum Ritterkreuz, der höchsten deutschen Tapferkeitsauszeichnung, war die Anerkennung des Führers.

Und wie im Osten mit den bolschewistischen Geschwadern der geplante Überfall zerschlagen wurde, so auch im Westen Churchills „Entlastungsoffensive". Am 1. Juli meldete der Wehrmachtbericht 16, am 2. 8, am 3. 20, am 4. 11, am nächsten Tag 12, am 6. Juli 9, am 7. 20, am 8. 12, am 9. 11, am 10. Juli 19, am 12. 12, am 13. 6, am 15. 13, am 17. 9, am 18. 14, am 19. 10, am 20. Juli 10, am 21. 12, am 22. 6, am 23. 15, am 24. sogar 54 und am 25. wieder 33 abgeschossene britische Flugzeuge, die der Feind allein bei Einflugversuchen am Tag in die besetzten Gebiete verlor. Diesen 332 Abschüssen stehen nur ganz geringe deutsche Verluste gegenüber. In diesen Kämpfen zeichnete sich Oberstleutnant Galland besonders aus, der seinen 72. Luftsieg erringen konnte.

Am 22. Juli meldet das Oberkommando der Wehrmacht zum erstenmal einen Vergeltungsangriff auf Moskau, der in den letzten Julitagen noch einige Male wiederholt wurde. Damit werden der Welt die schon bis dahin, einen Monat nach Feldzugsbeginn, erzielten Erfolge der deutschen Wehrmacht nachdrücklich vor Augen geführt. „Rußland ist groß und Moskau ist weit" — damit hatte man sich bisher stets getröstet und eine Bedrohung der Hauptstadt abgetan. Wie alle anderen „historisch begründeten" Unangreifbarkeitsthesen war auch diese nun unter den Schlägen der deutschen Luftwaffe zusammengebrochen. Aber nicht nur im Osten kämpften deutsche Flieger offensiv. Unaufhörliche Bombenangriffe auf die offensichtlich immer spärlicher werdende englische Zufuhr wechselten ab mit Tag- und Nachtangriffen auf alle erdenklichen kriegswichtigen Ziele Großbritanniens und Nordägyptens. Aus der großen Zahl dieser Kämpfe seien nur zwei als besonders markant herausgegriffen: Am 10. Juli gab das OKW. bekannt, daß stärkere deutsche Kampffliegerkräfte Ismailia am Suezkanal angriffen und dabei über 100 feindliche Flugzeuge modernster Bauart am Boden zerstörten. Am 28. Juli wird bekanntgegeben, daß wieder einmal zur Vergeltung der wiederholten britischen Luftangriffe auf deutsche Wohnviertel London mit guter Wirkung bombardiert wurde.

Als Ergebnis der Kampfhandlungen im Juli kann also festgestellt werden, daß erstens die im demokratischen Lager mit dem bolschewistischen Überfall verbundenen Hoffnungen auf eine wenigstens zeitweise Entlastung wie



Erbeutetes Flugzeugabwehr-Vierlings-MG.

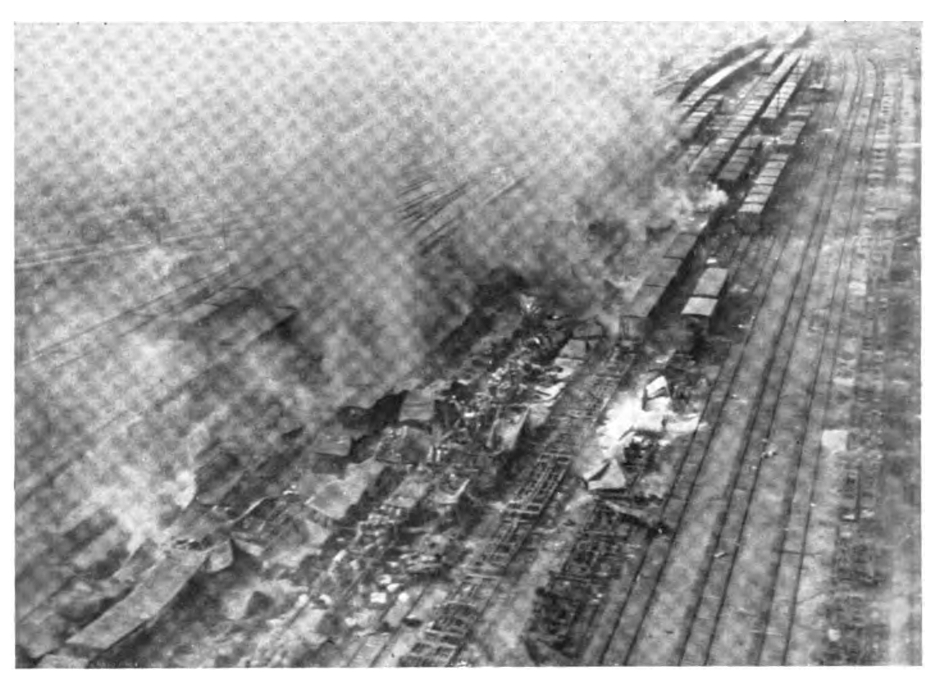
Sowjetische Flakgeschütze, die von unseren Truppen genommen wurden

eine Seifenblase geplatzt sind. Zweitens hat die britische Luftwaffe Verluste erlitten, wie schon lange nicht mehr. Zusammengenommen bleibt die Tatsache, daß Deutschlands Luftwaffe doch ganz erheblich stärker ist, als selbst pessimistische Stimmen im feindlichen Lager annehmen zu müssen glaubten, und daß es ihr vor allem gelungen ist, ihren qualitätsmäßigen Vorsprung weiterhin zu halten, wenn nicht sogar zu vergrößern.

Natürlich paßte diese Erkenntnis durchaus nicht in die Pläne Churchills, der zumindest Prestigeerfolge erwartet hatte, mit denen die düstere Stimmung seiner Landsleute aufgefrischt werden sollte. Tage- und wochenlang hüllte sich London in betretenes Schweigen, nachdem es zuerst in nur zu gut bekannter Manier versucht hatte, die Ergebnisse der Luftkämpfe am Kanal einfach ins Gegenteil umzulügen. Man hatte das schon im Sommer und Herbst vergangenen Jahres mit wenig Erfolg versucht und erlitt nun wiederum Schiffbruch. So sah sich der britische Luftfahrtminister Sinclair in den letzten Julitagen veranlaßt, im Unterhaus zu erklären, man müsse zunächst einmal die Parität zur Luft erringen, ehe man von einer „Luftüberlegenheit" spreche. England sei es aber bis zur Stunde noch nicht einmal gelungen, diese Parität zu erreichen!

Dieses erzwungene Geständnis klingt erheblich anders, als man's „vor Tische las". Es bedeutet darüber hinaus, daß die deutsche Luftwaffe nicht nur militärische Siege maßgeblich erringen half, die selbst in der vorsichtigen Sprache des OKW. als von weltgeschichtlicher Bedeutung bezeichnet werden. Dem Briten wurde dadurch, daß man ihn zum Bekenntnis seiner Luftunterlegenheit zwang, auch politisch eine in ihren Folgen unabsehbare Niederlage bereitet. Der hinterlistige Plan der jüdisch-plutokratischen und bolschewistischen Machthaber, Deutschland zuerst im Vertrauen zu wiegen, um es dann um so sicherer mit Hilfe des östlichen Untermenschentums über den Haufen rennen zu können, ist an der Gewalt der deutschen Waffen zerbrochen.

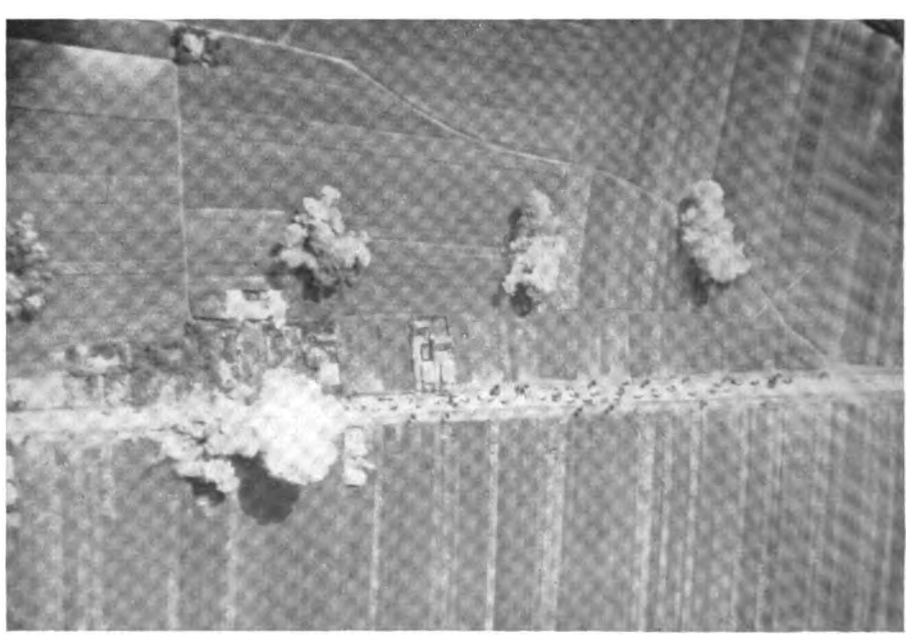
Reiner Hofmann-Credner



So schlägt die deutsche Luftwaffe zu. Brennende Güterzüge im Bahnhof Witebsk



Durch eine Stukabombe vernichteter schwerer sowjetischer Panzer



Bomben auf massierte sowjetische Kraftfahrzeugkolonnen

Bilder: (1) PK-Dreesen, (1) PK-Luben, (1) PK-Markwardt, (1) PK-Dietrich, (2) PK-Röder, (2) PK

Die Bewaffnung feindlicher Flugzeuge nach Feststellungen an Beutegerät

von Fliegerstabsingenieur J. BESELER, Berlin

Im März des vorigen Jahres berichteten wir über die Bewaffnung der englischen und französischen Flugzeuge. Inzwischen sind Ereignisse eingetreten, die eine Erwähnung der französischen Luftstreitkräfte auf diesem Gebiet erübrigen. Dafür werden außer den in der Zwischenzeit festgestellten Neuerungen an der englischen Flugzeugbewaffnung in diesem Bericht auch der Panzer- und Behälterschutz als passive Abwehrmaßnahme einer kurzen Betrachtung unterzogen. Die festgestellte Verstärkung der Bewaffnung sowie die in steigendem Maße angewandten Schutzeinrichtungen für Besatzung und Betriebsstoff sind ein Zeichen für die erfolgreiche Wirkung der deutschen Waffen. *Die Schriftleitung.*

Im folgenden soll im einzelnen behandelt werden: Bewaffnung und Panzerschutz der Jagdflugzeuge Vickers Supermarine „Spitfire" und Hawker „Hurricane" sowie der Kampfflugzeuge Fairey „Battle", Bristol „Blenheim", Handley-Page „Hampden", Vickers „Wellington" und Armstrong-Whitworth „Whiley V".

Die Waffen, das „Browning"-MG und „Vickers"-MG, beide Kal. 7,7 mm, haben sich in keiner Weise geändert, so daß sich ein nochmaliges Eingehen auf diesen Punkt erübrigt. Lediglich unter der Munition trat ein neues Geschoß auf. Es handelt sich um ein einfaches kleines zerplatzendes Brandgeschoß (Kal. 7,7 mm), das einen gewissen Ersatz für die Sprenggeschosse der in der englischen Luftwaffe noch fehlenden 20 mm-Kanone bieten soll.

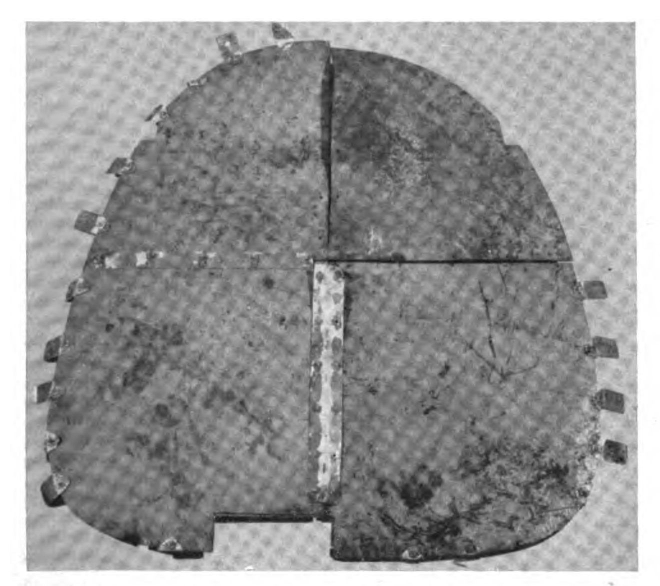


Abb. 1. Panzerschott aus einem englischen Kampfflugzeug, das hinter dem B-Stand den ganzen Rumpfquerschnitt ausfüllt. Stärke: 4,5 mm

Abb. 2 (unten). Panzerplatten aus englischen Flugzeugen, durch Absturz und Brand verformt. Die Schlitze sind für die Durchführung der Rückengurte vorgesehen. Das sichelförmige Blech, Mitte oben, ist der Brustschutz aus dem B-Stand des „Blenheim", dessen obere Kante gleichzeitig als Führung für das MG. gegen Beschuß des eigenen Seitenleitwerkes dient

Als Panzerschutz für die Besatzung und teilweise auch für die Kraftstoff- und Schmierstoffbehälter werden Stahlplatten von 4 bis 8 mm Stärke verwendet (Abb. 1 und 2), deren Lage aus den einzelnen Skizzen der Flugzeuge ersichtlich sind (vgl. Abb. 5, 11, 13, 16, 19, 23, 25). Die Schutzwirkung, die vor allem gegen Angriff von hinten angestrebt wird, ist gegen direkten Beschuß mit den üblichen Bord- und Flakwaffen nicht sehr groß, der Gewichtsaufwand, der bei Jägern rund 50 kg und bei Kampfflugzeugen rund 70 kg, in einem Fall sogar über 200 kg beträgt, ist im Verhältnis zum Nutzen sehr hoch.

Die Behälter waren anfangs ungeschützt, im Laufe der Zeit trat eine Anpassung an die Frontbedingungen ein, zuerst durch Abdeckung der Behälter mit Panzerplatten und später durch Behälter, deren Blechkern mit einer 5 bis 15 mm starken Schicht von Gummi, Quellgummi und Gewebe umkleidet ist (Abb. 3). Wenn hierdurch auch ein gegen Beschuß nur wenig wirksamer Schutz erreicht wird, so ist doch bei Bruchlandungen die Brandgefahr durch Leckwerden stark verringert.

„Spitfire"

Die schon seit der Zeit vor dem Kriege bekannte Vorliebe der englischen Luftwaffe für eine aus zahlreichen klein-



Abb. 3. Englischer geschützter Behälter

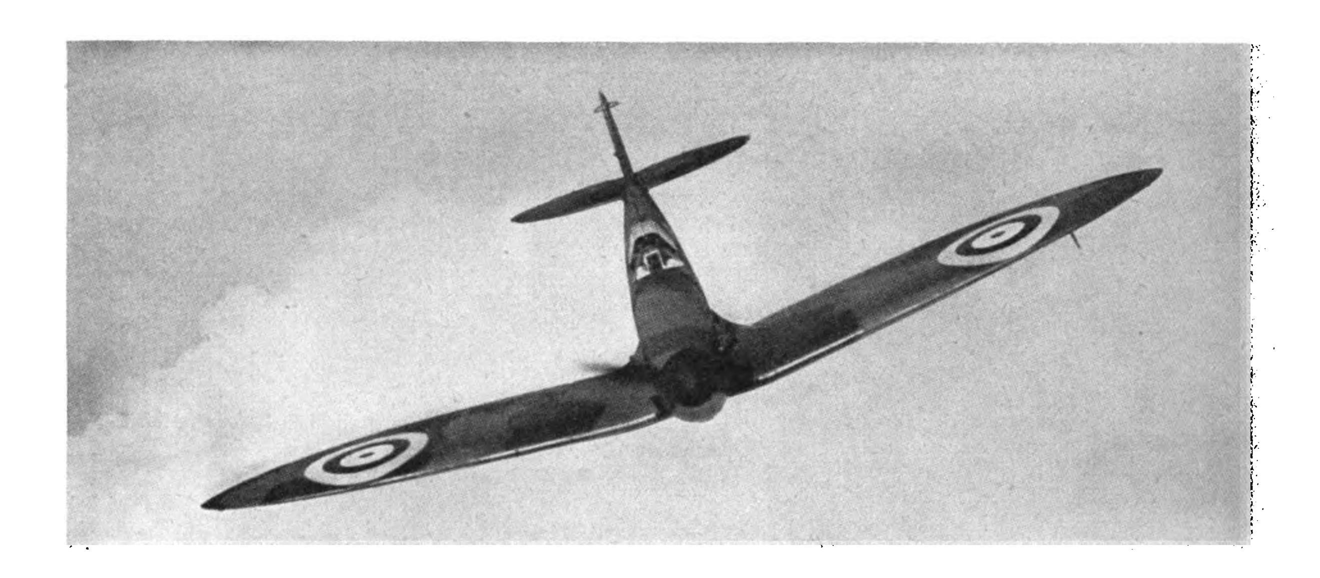
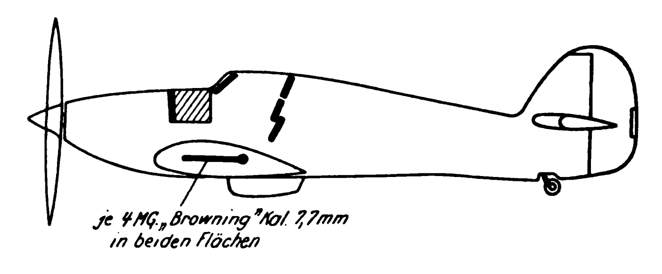


Abb. 4 und 5. Jagdflugzeug Supermarine „Spitfire“ (1050 PS, 550 km/h). 8 Maschinengewehre der Bewaffnung sind über die ganze Spannweite verteilt. Die Skizze Abb. 5 zeigt die Lage der Panzerplatten

kalibrigen Waffen bestehende Bewaffnung von Jagd- und Kampfflugzeugen wird bei allen bisher angefallenen Jagdflugzeugen bestätigt.

Die acht starren Maschinengewehre der „Spitfire“ sind auf einer verhältnismäßig großen Basis in den Tragflächen eingebaut. Das äußere Gewehr ist nur im geringen Abstand von der Flügelspitze angebracht (etwa 1,2 m bei einer Spannweite von 11,2 m). Die Lagerung der Maschinen-



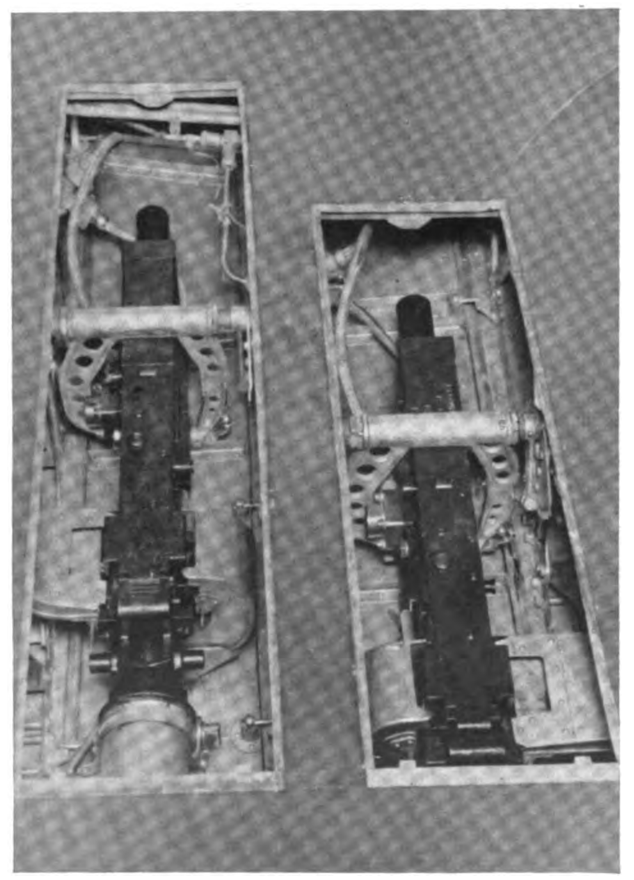


Abb. 6. Bewaffnung der „Spitfire“. Lagerung der beiden mittleren Maschinengewehre (Browning). (In Flugrichtung gesehen)

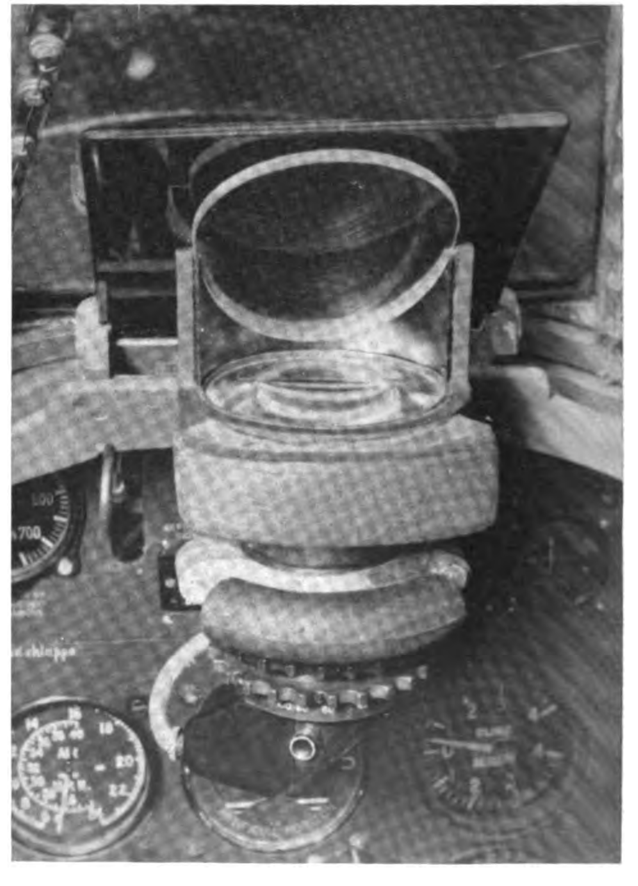


Abb. 7. Reflexvisier mit hochgeschobener Blendscheibe bei der Supermarine „Spitfire“



Abb. 8. Ansicht des Führersitzes der „Spitfire" mit Panzerglasscheibe und dem Abzugsdruckknopf am Steuerknüppel. Das Reflexvisier ist ausgebaut

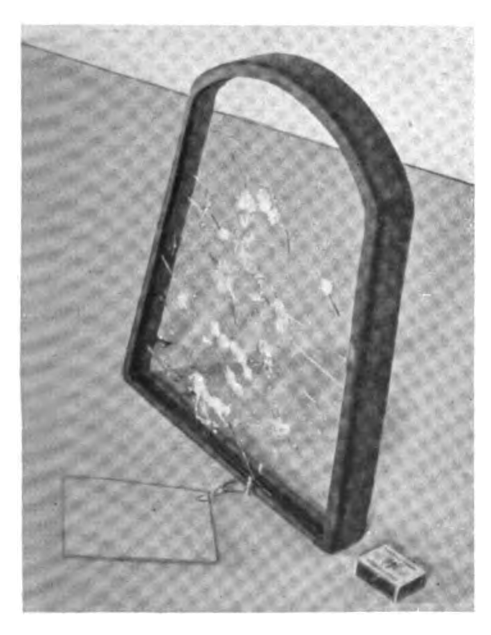


Abb. 9. Panzerglasscheibe vor dem Führersitz der „Spitfire". Beschossen mit Pistolenmunition Kal. 7,65 mm

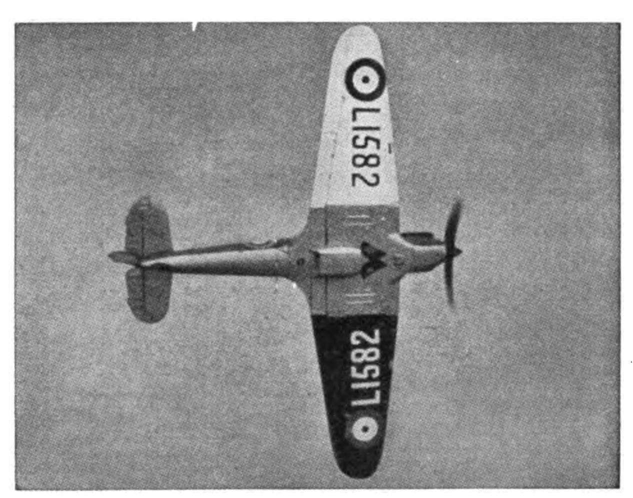
gewehre in der Fläche ist in einfacher Weise durchgeführt (Abb. 6). Die Zuführung der Munition erfolgt durch rund 500 Schuß fassende Zerfallgurte, die in leicht auswechselbaren Kästen neben den Gewehren liegen. Zur Vermeidung von Hemmungen bei großer Kälte sind alle acht Gewehre durch eine Warmluftzuführung heizbar. Die Luft wird hinter dem Kühler abgenommen und durch Rohre aus Preßstoff von etwa 60 mm lichter Weite zugeleitet. Die Bedienung, Abziehen und Durchladen, erfolgt vollpneumatisch vom Steuerknüppel aus.

Als Visier dient ein Reflexvisier üblicher Bauart (Abb. 7).

Von der Panzerung des Führersitzes fällt die starke Panzerglasscheibe vor dem Kopf des Flugzeugführers besonders auf (Abb. 8 und 9). Sie besteht aus mehreren Lagen von Glas mit Zwischenschichten aus Cellon und bietet bei Beschuß aus größerer Entfernung eine günstige Schutzwirkung. Außer dieser Scheibe ist der Führer von vorn durch den Motor selbst und durch eine dahinterliegende Panzerplatte im oberen Rumpfteil geschützt. Außerdem liegt über dem Kraftstoffbehälter ein 3 mm starkes Leichtmetallblech, das zugleich den Behälter vor Schußverletzung bewahren soll. Auf der Rückseite des Führersitzes liegen in Kopf- und Rückenhöhe zwei mannsbreite Panzerplatten von 8 und 6 mm Stärke (Abb. 5).

„Hurricane"

Die „Hurricane" trägt dieselbe Bewaffnung wie die „Spitfire" mit dem Unterschied, daß die Gewehre nicht soweit auseinander bis in die Nähe der Flächenspitzen hin liegen



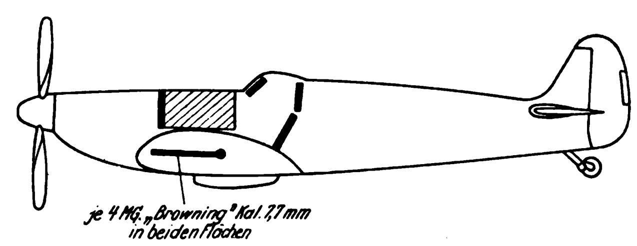


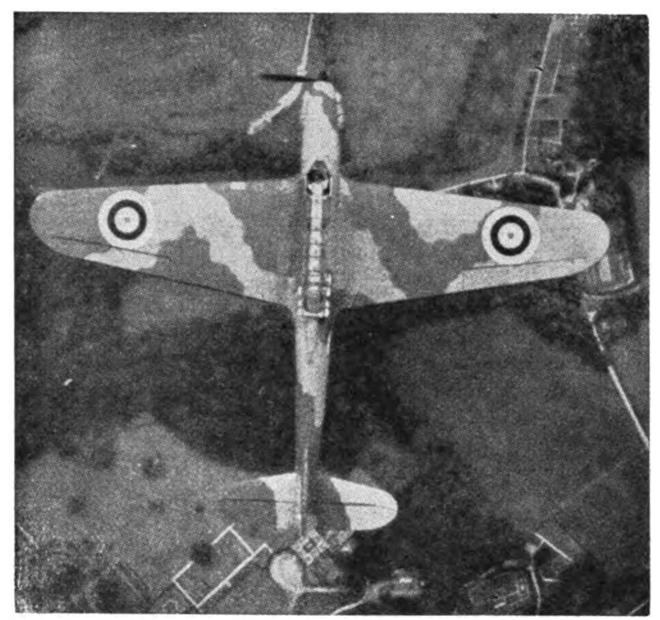
Abb. 10 und 11. Jagdflugzeug Hawker „Hurricane" (1050 PS, 530 km/h). Die Skizze Abb. 11 gibt die Lage der Panzerplatten an

(Abb. 10), sondern in jedem Flügel eine einheitliche Gruppe bilden (vgl. Bd 7 [1940], N 7, S 253).

Schutzmäßig entspricht sie ebenfalls der „Spitfire" (Abb. 11). Nur die Stoffbespannung des Rumpfes erhöht die Empfindlichkeit bei Beschuß und Brand.

„Battle"

Das schon veraltete Muster „Battle" ist im Frankreichfeldzug in größeren Stückzahlen aufgetreten (Abb. 12). Es soll im Rahmen dieses Berichtes lediglich seiner starken Panzerung wegen erwähnt werden. Die Abb. 13 zeigt die Lage der einzelnen etwa 4 mm starken Bleche, die als Sicherung gegen Beschuß von vorn, hinten und — vor allem auch für den Einsatz im Erdkampf — von unten gedacht sind. Interessant ist hier ein nach hinten unten eingebautes halbstarres Maschinengewehr. Es liegt so tief unter dem Rumpf des Flugzeuges, daß eine unmittelbare Visierung nicht mehr möglich



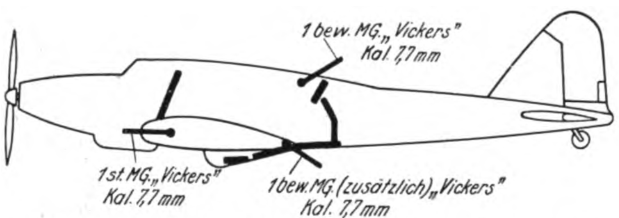


Abb. 12 und 13. Ansicht und Panzerung des einmotorigen leichten Kampfflugzeuges Fairey „Battle" (rd. 5 t, 1050 PS, 400 km/h). Der starke Panzerschutz nach unten ist für den Einsatz im Erdkampf vorgesehen

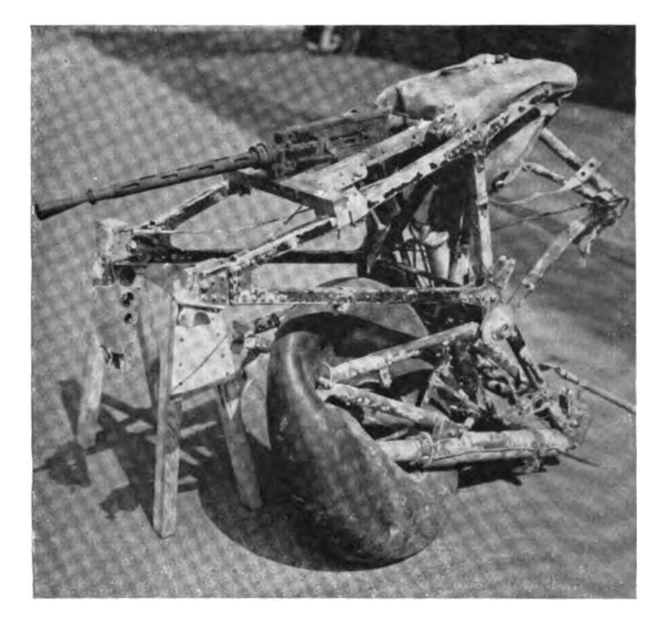


Abb. 14. Behelfsmäßiger Einbau eines zusätzlichen, starr nach hinten feuernden Maschinengewehres über der Fahrwerksgondel hinter dem Schmierstoffbehälter des Kampfflugzeugs Bristol „Blenheim"

ist. Es wird daher mit einem Spiegel über Kimme und Korn gezielt (Abb. 15). Über Treffergebnisse liegen keine Unterlagen vor. Außer dieser Waffe trug die „Battle" noch ein MG starr im Flügel und eines beweglich im hinteren Sitz mit einem Schußfeld nach oben und den Seiten.

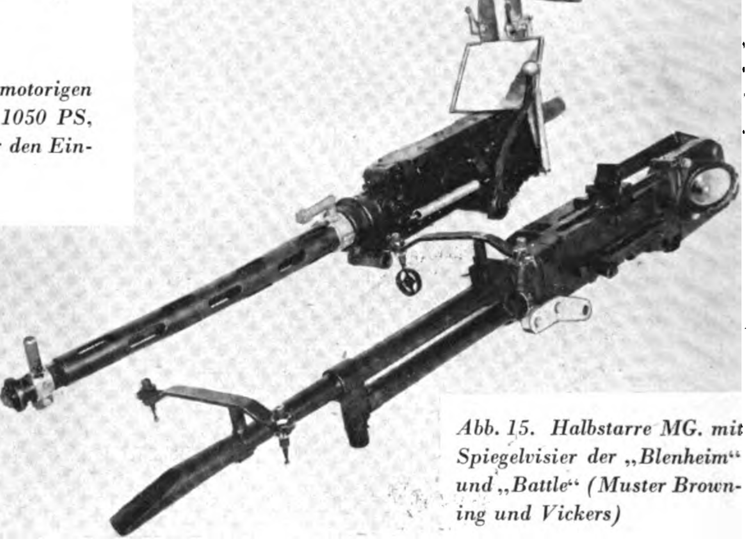
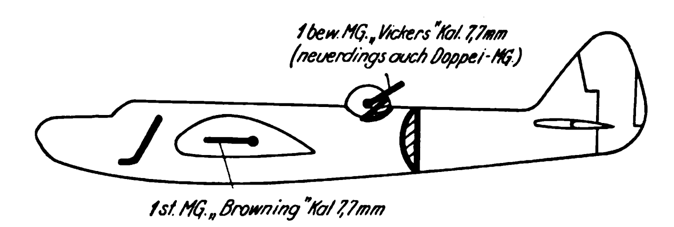


Abb. 15. Halbstarre MG. mit Spiegelvisier der „Blenheim" und „Battle" (Muster Browning und Vickers)

„Blenheim"

Die schon im vorigen Bericht im einzelnen aufgeführte verhältnismäßig schwach bewaffnete Bristol „Blenheim" (Abb. 17), die als Kampfflugzeug entwickelt wurde, soll jetzt auch **als Hilfszerstörer eingesetzt werden. Bei dieser Verwendungsart ist sie zusätzlich mit vier starren Gewehren unter dem Rumpf ausgerüstet, die dem Angriffscharakter eines Zerstörers entsprechend nach vorn schießen. Unter den über dem besetzten Gebiet abgeschossenen „Blenheim" wurde im Gegensatz hierzu ein Flugzeug mit einem starr nach hinten feuernden Maschinengewehr gefunden (Abb. 14). Zweifellos ein Fall, wo das Verlangen nach besserer Rückendeckung in der Not erfinderisch machte und der nach hinten unten völlig unbewaffneten „Blenheim" durch einen nach-**



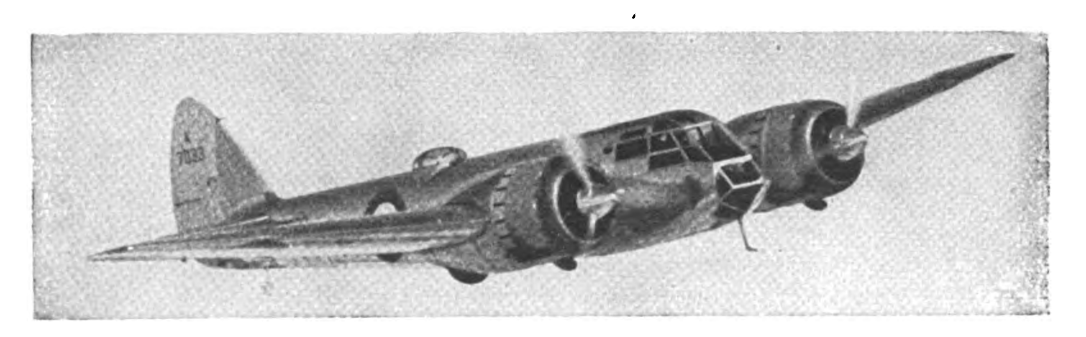


Abb. 16 u. 17. Zweimotoriges englisches Kampfflugzeug Bristol „Blenheim" (rd. 6,5 t, 2 × 860 PS, 470 km/h). Abb. 16 Skizze mit Lage der Panzerplatten

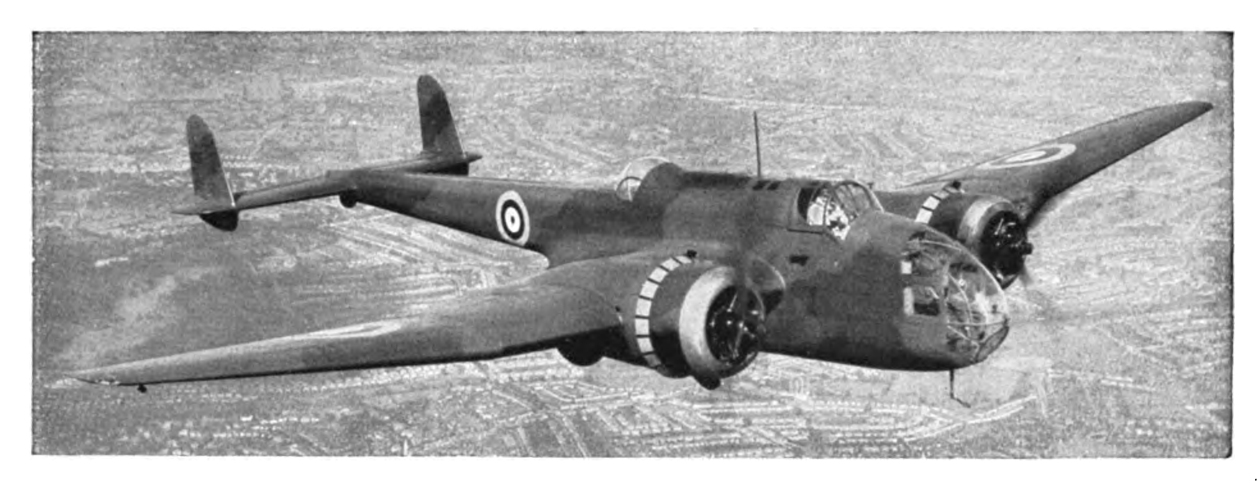


Abb. 18. Zweimotoriges Kampfflugzeug Handley-Page „Hampden" (9,5 t, 2 × 930 PS, 420 km/h)

träglichen Behelfseinbau einer zusätzlichen Waffe ein besserer Feuerschutz ermöglicht werden sollte. Das Gewehr liegt hinter dem Motor in der Fahrwerkgondel über der Fläche. Die Visierung dürfte auch hier — wenn überhaupt — durch einen Spiegel über eine am Rumpf liegende Visierlinie erfolgen.

Der Panzerschutz der „Blenheim" wird aus 5 mm starken Stahlblechen gebildet, deren Lage aus der Abb. 16 zu ersehen ist. Die ursprünglich nur aus Blech bestehenden Kraftstoffbehälter sind im Verlaufe des Krieges durch solche mit Gummiumhüllung ersetzt.

„Hampden"

Die Bewaffnung des neuzeitlichen Kampfflugzeuges Handley-Page „Hampden" (Abb. 18) steht in einem starken Gegensatz zu der der anderen schweren englischen Flugzeuge. Während die „Wellington" und die „Whitley V" ebenso wie die „Blenheim" eine hydraulische Betätigung der beweglichen Waffen besitzen, ist die „Hampden" mit handbedienten Maschinengewehren ausgerüstet. Ein oberer (Abb. 20) und ein unterer Stand sollen mit je einem Zwillingsgewehr die Abwehr nach oben, unten, hinten und der Seite übernehmen. Die Richtbereiche der auf einem einfachen Schlitten seitlich verschiebbaren Maschinengewehre sind folgende:

Oberer Stand	Höhe + 50°	Seite 2 × 30°
Unterer Stand	Höhe — 60°	Seite 2 × 20°

Nach vorn besteht die Bewaffnung aus einem beweglichen Maschinengewehr in der Kanzel, das auf einem einfachen Gabelbolzen sitzt, und einem starren Maschinengewehr vor dem Führersitz, dieses Gewehr besitzt Gurtzuführung, während alle übrigen durch Trommel versorgt werden.

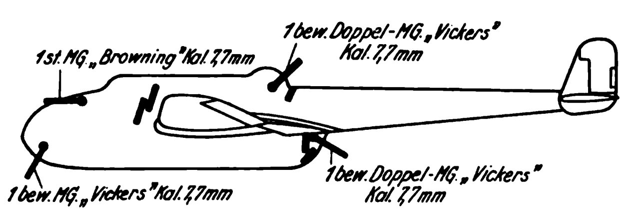


Abb. 19. Skizze der „Hampden" mit Lagerung der Panzerplatten

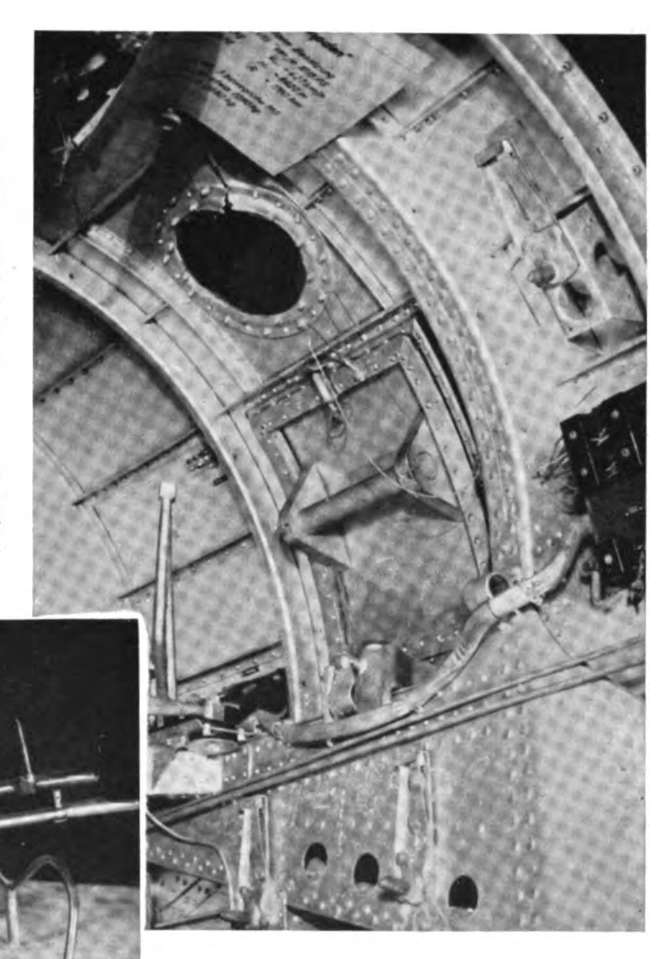
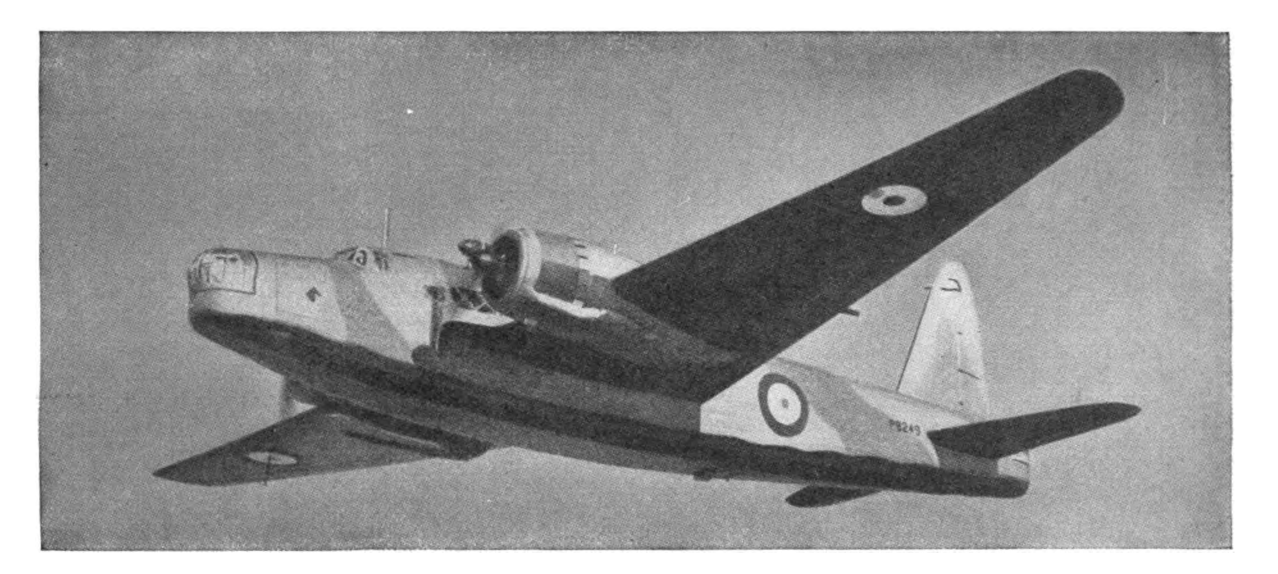


Abb. 21. Luken auf beiden Seiten im Rumpf der „Hampden" erlauben den Einsatz von je einem zusätzlichen MG., das mit einem Gabelbolzen in dem unter der Luke sichtbaren Rohrstück drehbar lagert

Abb. 20 (links). Die von Hand bedienten Zwillings-MG. (Vickers) im B-Stand der „Hampden"



Es scheint, als ob die Erfahrungen mit der Wirkung dieser Bewaffnung nicht befriedigend waren. In den Seitenwänden des Rumpfes beim Funkersitz wurden in mehreren Fällen je eine nachträglich angebrachte Luke festgestellt, die zur Aufnahme von zusätzlichen Abwehrwaffen dienen. Die Abb. 21 zeigt den einen Ausschnitt, darunter die Lagerbuchse für die Halterung des Gewehrs. Auf der Außenseite befinden sich noch bogenförmig ausgeschnittene Stahlbleche, die als Abweiser gegen Schußverletzungen der Flächenenden durch eigenes Feuer angebracht sind.

Als Waffe wird das Vickers-Gewehr mit dem Kaliber 7,7 mm eingesetzt. Die Visiereinrichtung besteht aus Kimme und Korn.

Der Panzerschutz ist auch bei diesem Flugzeug recht stark, wie aus der Abb. 19 zu ersehen ist. Die Kraftstoffbehälter sind in der üblichen Weise durch Umhüllung geschützt.

„Wellington“

Die Bewaffnung der „Wellington“ in den hydraulischen Drehtürmen im Bug und Heck sowie bei einer Reihe von Flugzeugen hat sich seit dem vorigen Bericht nicht geändert (Abb. 22). Doch die Panzerung ist stärker geworden. Die Besatzung erhielt eine durch die in der Abb. 23 gezeigten Stahlplatten verbesserte Deckung. Doch ganz besondere Aufmerksamkeit wandte man den Kraftstoffbehältern in den Flächen zu. Nach den großen Mißerfolgen über der Nordsee wurden sofort Gegenmaßnahmen getroffen. Da anscheinend noch nicht genügend Behälter mit der neuen Schutzumhüllung zur Verfügung standen, wurden die im Flügel liegenden Tanks auf ihrer ganzen Länge durch 4 mm-Panzerblech gegen Beschuß von hinten geschützt. Als eine weitere Entwicklungsstufe wurden später Doppelbleche festgestellt, bis endlich durch den Einbau von umhüllten Behältern der jetzige Zustand erreicht wurde.

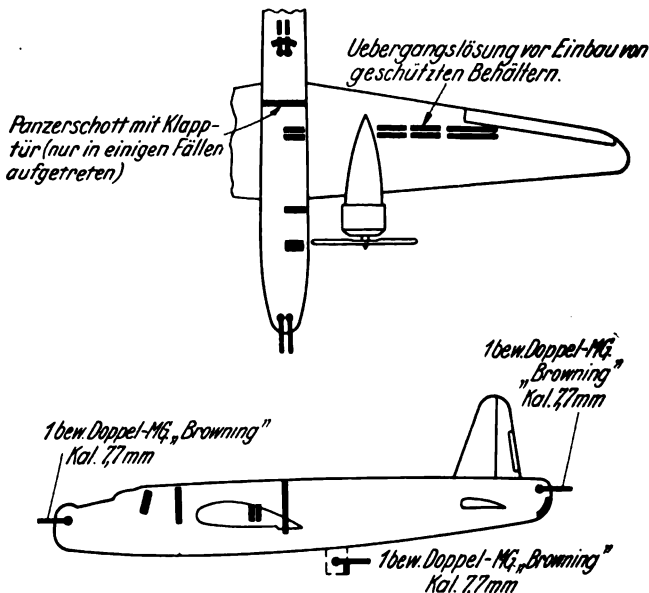


Abb. 22 und 23. Ansicht und Skizze mit Lage der Panzerung der Vickers „Wellington“ (6 Mann Besatzung, 12 t, 2 × 930 PS, 425 km/h). Die Panzerplatte hinter dem Behälter ist als Zwischenlösung bis zur Anfertigung des Behälterschutzes anzusehen

„Whitley V“

Das beste Beispiel für die Verstärkung der Abwehrbewaffnung bietet die „Whitley“. Als „Whitley I“ zeigt das Muster neben einem ausfahrbaren Bodenstand mit Zwillings-MG (Browning) und hydraulischer Betätigung vorn und hinten

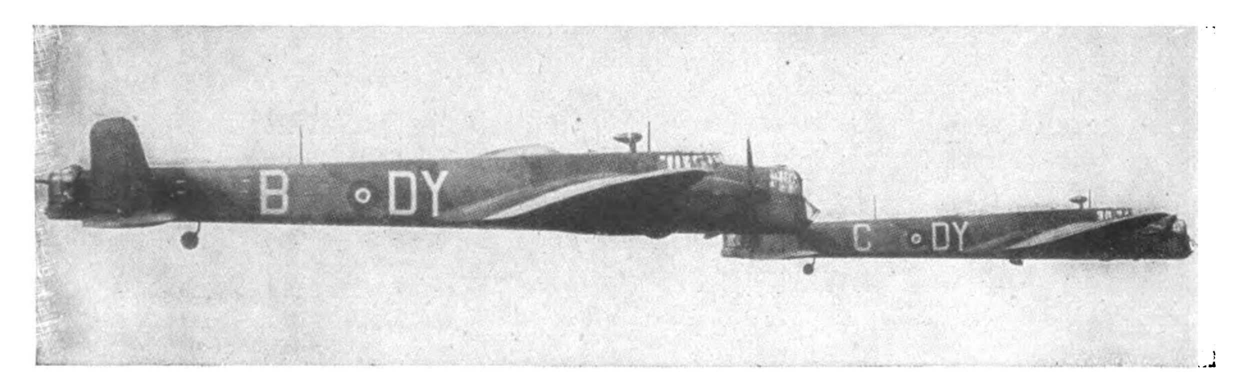


Abb. 24. Zweimotoriges Kampfflugzeug Armstrong-Whitworth „Whitley V“ für 5 bis 6 Mann Besatzung (12 t, 2 × 1050 PS, 390 km/h)

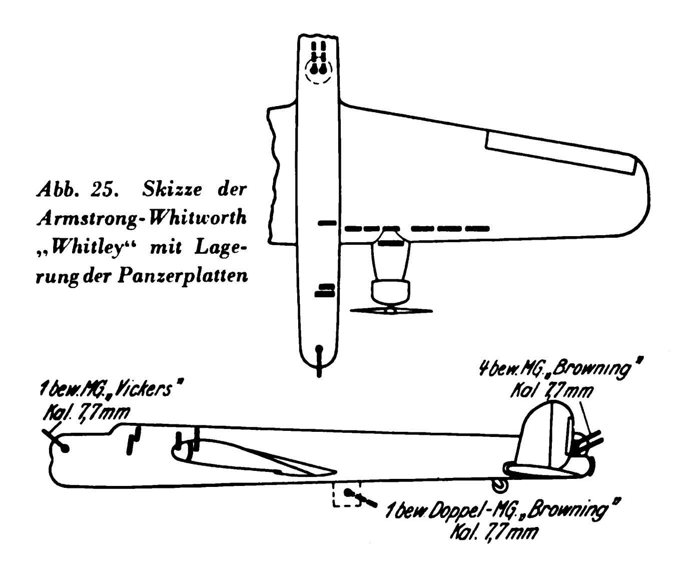


Abb. 25. Skizze der Armstrong-Whitworth „Whitley“ mit Lagerung der Panzerplatten

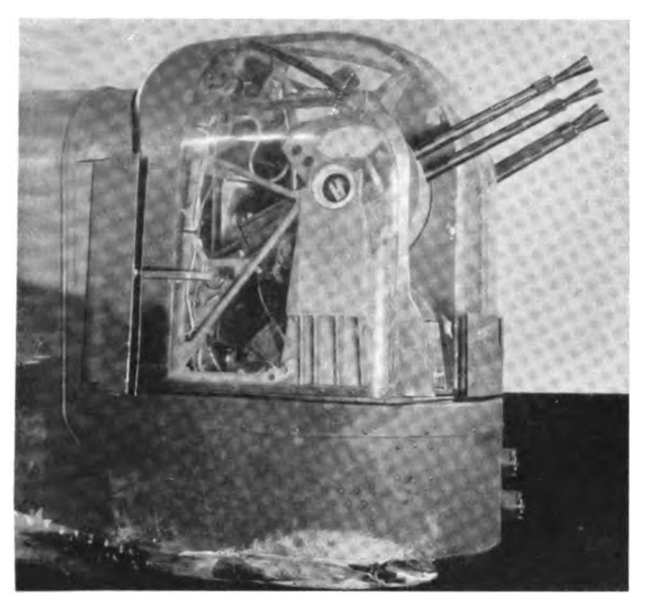


Abb. 26. Außenansicht des mit 4 Maschinengewehren (Browning) bestückten Heckstandes der „Whitley“.
(Richtbereich Höhe: + 70° in rd. 3 sec.
— 40°
Seite: 2×90° in rd. 5 sec.).

nur je ein leichtes handbedientes Vickers-MG mit Trommelzuführung. Der Bodenstand bietet dabei dem Schützen nur beschränkten Raum und schlechtes Sichtfeld und verringert im ausgefahrenen Zustand die an sich schon geringe Geschwindigkeit des Flugzeuges.

Als Neuerung taucht daher die „Whitley V“ (Abb. 24) auf, die, mit stärkeren Motoren ausgerüstet, eine größere Geschwindigkeit besitzt und deren hydraulischer Heckstand jetzt mit vier Browning-MG vom Kal. 7,7 mm ausgestattet ist (Abb. 26 und 27). Die Bedienung erfolgt wie bei der

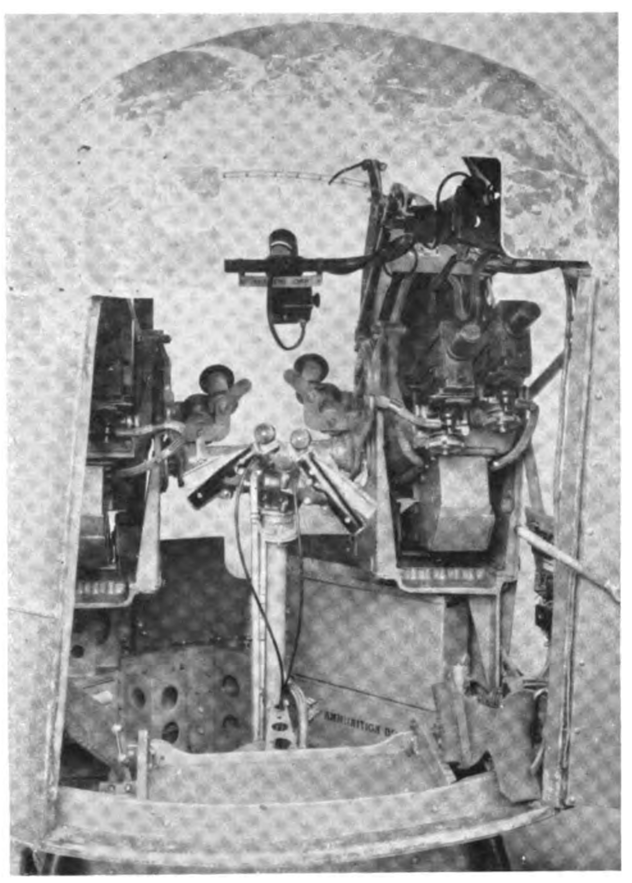


Abb. 27. Innenansicht des Standes mit dem steuerknüppelähnlichen Bedienungsgriff in der Mitte. Mit jedem Griff einzeln kann Höhe und Seite gerichtet und abgezogen werden. Am Bügel mit der Aufschrift „Hands off“ befindet sich in der Mitte das Reflexvisier. Bei den beschränkten Raumverhältnissen ist die Gefahr, daß beim Ein- und Aussteigen der Bügel verbogen und damit das Visier dejustiert wird, sehr groß. Unten die je rd. 800 Schuß fassenden Munitionskästen der „Whitley“

„Wellington“ hydraulisch durch den im Stand sitzenden Heckschützen. Durch diese Anordnung wird eine hohe Feuerdichte erzielt. Die Treff-Erfolge hängen allerdings bei der weiten Entfernung des Heckstandes vom Schwerpunkt stark von der ruhigen Lage des Flugzeuges ab. Böiges Wetter oder Ausweichmanöver bedeuten eine hohe körperliche Beanspruchung des Heckschützen durch die Beschleunigungen und setzen die Wirkung des Abwehrfeuers stark herab.

Im Bugstand befindet sich ein einzelnes Vickers-MG. Bedienung des Standes und des Gewehrs erfolgt hydraulisch mit einem Steuergriff, wie sie aus der „Wellington“ bekannt sind, in einer ähnlichen Form, wie sie die Abbildung des „Whitley“-Heckstandes zeigt.

Die Panzerung des Flugzeuges ist aus der Skizze zu ersehen (Abb. 25). Zu beachten ist hierbei, daß alle Betriebsstoffbehälter in den Flächen hinten mit Panzerplatten geschützt sind.

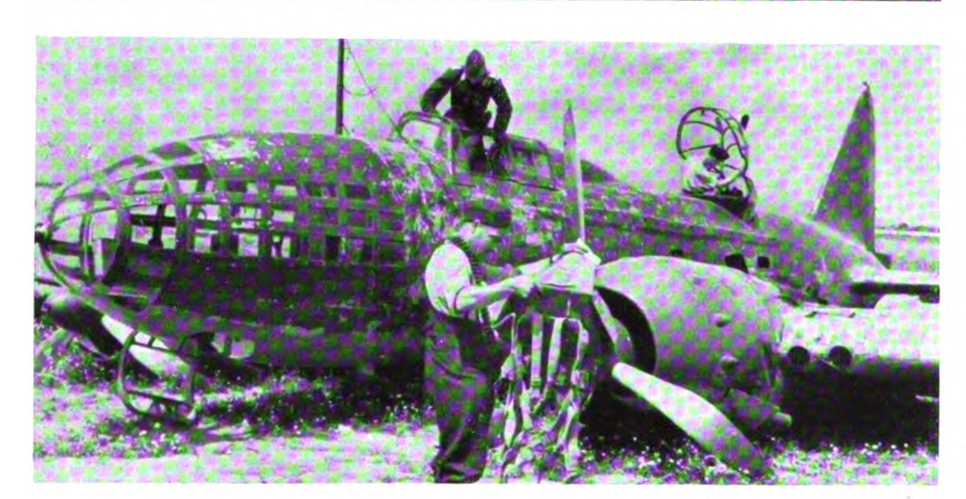
Ablagerungen an Ventiltellern und -schäften, die sich in gleicher Weise sowohl bei Flugzeug- als auch Fahrzeugmotoren bemerkbar machen, können leicht sehr unangenehme Betriebsstörungen zur Folge haben. So haften diese Ansätze sehr bald derart fest an den Ventilschäften und Ventiltellern an, daß ein einwandfreies Funktionieren der betreffenden Ventile in Frage gestellt ist. Ansätze an der Unterseite des Ventiltellers nehmen mitunter ein Ausmaß an, daß sich das Ventil nicht mehr richtig zu schließen vermag. Das Wesen derartiger Ablagerungen an Ventilschaft und Ventilteller beruht vor allen Dingen auf der Betriebstemperatur der Ventile.

Bei Flugmotoren können Ablagerungen durch einen ausreichenden Schmierölumlauf im Kipphebelgehäuse zumindest vermindert werden. Eine gute Kühlung im Bereich der Ventilführung ist ein wirksames Vorbeugungsmittel. Sehr empfehlenswert ist, die Auslaßventilführungen von Flugmotoren in der Ebene der Führungsbüchse abzuschneiden. Man kennt auch Fälle, bei denen zweckmäßigerweise die Ventiltellerwurzel um einiges in die Führungsbüchse hineinragt. *F. W.*

Frontflugzeu

Mehrzweckeflugzeug R-5

Das hauptsächlich für Nahaufklärung verwendete Flugzeug ist eines der ältesten der bei den Sowjetluftstreitkräften in Dienst stehenden Baumuster. Mit einem wassergekühlten 12 Zyl. - Motor M-17 von 600 PS ausgerüstet, erreicht es nur sehr mäßige Flugleistungen. Tragwerk und Rumpf sind aus Holz und Metall mit Stoffbespannung aufgebaut.



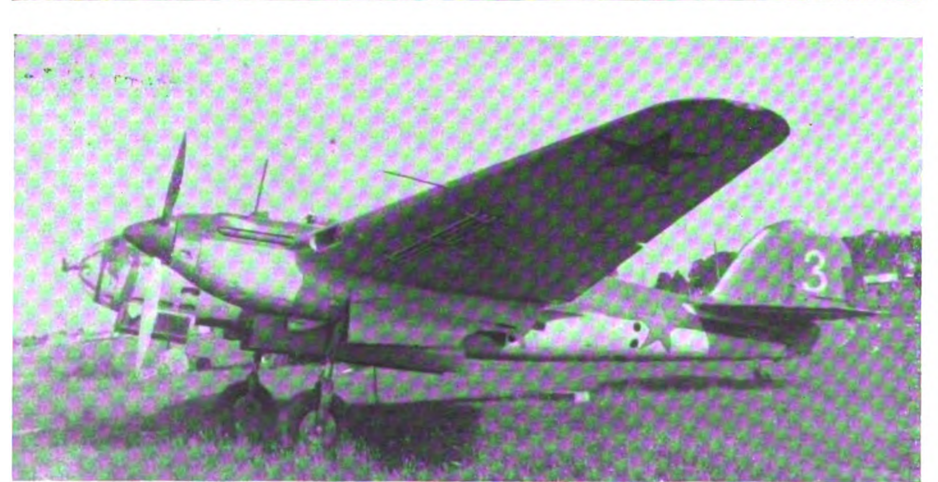
Kampfflugzeug DB-3 A

Das als Weiterentwicklung des Musters DB-3 geltende Flugzeug zeigt als besonderes Kennzeichen eine lange Vollsichtkanzel mit Kuppellafette. Bemerkenswert ist ferner die neuzeitlich wirkende stark konische Verschalung der luftgekühlten Motoren mit schmalem Eintrittsspalt. Der MG-Stand auf dem Rumpfrücken ist weit rückwärts angeordnet und trägt eine einfache Windschutzkuppel. Neben dem Motorvorbau sind Eintrittsöffnungen des Ölkühlers sichtbar.



Mehrzwecke-Kampfflugzg. P-2

Das Baumuster P-2 (auch BB-22 genannt) ist eines der neuzeitlichsten sowjetischen Kampfflugzeuge. Es ist als leichtes Kampf- und Sturzkampfflugzeug entworfen. Kennzeichnend ist das doppelte Seitenleitwerk und der Flügel mit negativer Pfeilstellung, desgleichen die gedrängte Anordnung der Besatzungsräume im Rumpfbug. Aufbau des Flügels in Ganzmetallbauweise, Rumpf aus Stahlrohren mit teilweiser Stoffbespannung, Fahrwerk einziehbar. Flügel mit Spreizklappen.

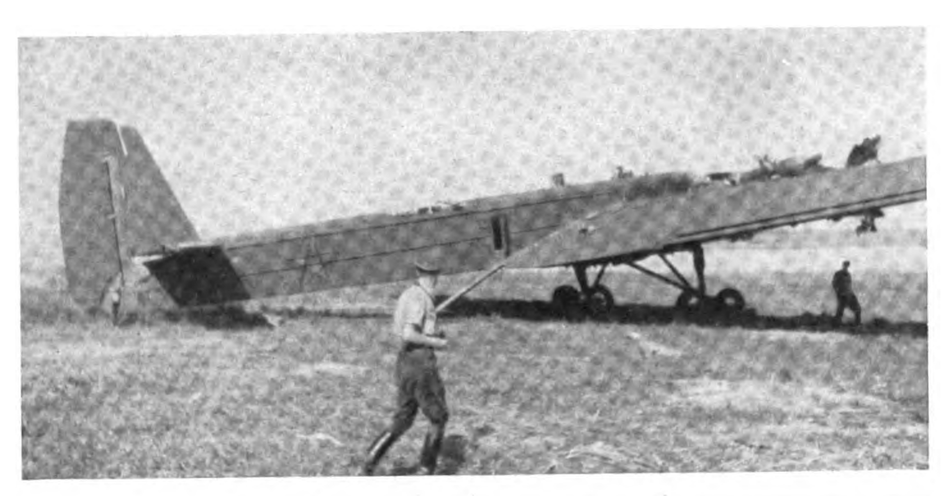


Kampfflugzeug SB-3

(Weiterentwicklung). Gegenüber dem Ursprungsmuster SB-3 unterscheidet sich die auf dem Bild gezeigte Spielart im wesentlichen durch einen anderen Rumpfbug und durch Fortfall des Bauchkühlers, der durch einen Kühler im Flügelinnern (man beachte die Kühllufteintrittsöffnung an der Flügelvorderkante) ersetzt zu sein scheint. Bemerkenswert ist auch die unter dem Flügel sichtbare Sturzflugbremse.

Bilder: (1) PK-Kling, (1) PK-Grosse, (1) PK-Specht, (1) PK-Brieke

der Sowjets



Kampf- und Transportflugzeug TB-3

Das ursprünglich als schweres Kampfflugzeug entwickelte Baumuster TB-3 dürfte heute wegen Überalterung und unzureichender Flugleistungen nur noch als Transportflugzeug (für Fallschirmtruppen) Verwendung finden. Das Triebwerk besteht aus 4 wassergekühlten M-17-Motoren. Aufbau in Ganzmetallbauweise mit Wellblechhaut.



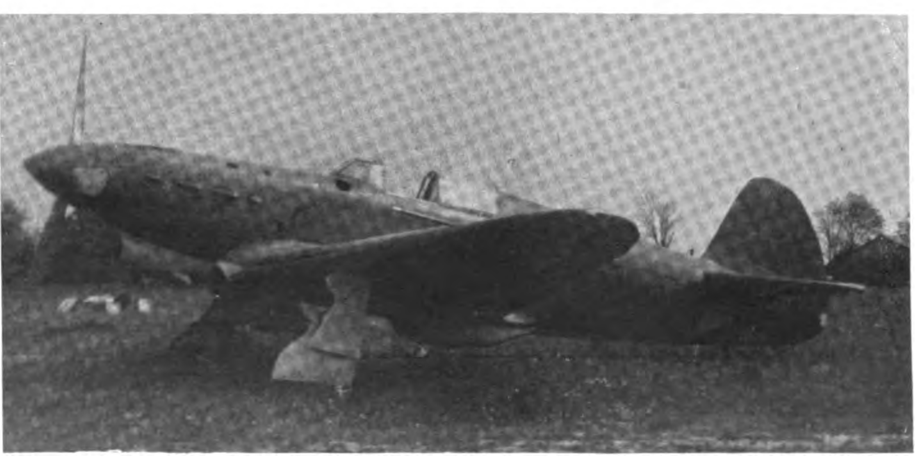
Übungsjagdflugzeug

zum Umschulen auf den Jagdeinsitzer I-16. Das Flugzeug ist durch Einbau eines zweiten Sitzes aus dem Muster I-16 entstanden und im übrigen ebenso wie dieses aufgebaut. — Das Baumuster I-16 ist in seiner neuesten Ausführung nicht mehr in Holzbauweise, sondern vorwiegend in Metallgerippebauweise mit Stoffbespannung ausgeführt. Lediglich das Rumpfheck bildet teilweise eine Holzschale. Besonders kennzeichnend für das Flugzeug ist die eigenartige Motorverschaltung.



Jagdeinsitzer I-61

Das Flugzeug kann als eines der neuzeitlichsten Baumuster gelten. Besonders kennzeichnend ist der leicht geknickte Flügel und der kurze Rumpf, der eine gewisse Verwandtschaft mit dem Muster I-16 verrät. Das Flugzeug scheint in Mischbauweise aufgebaut zu sein, wobei Flügelaußenteile und Rumpfheck in Holzbauweise hergestellt sein dürften. Die Bewaffnung besteht aus 2 starren MG, die über dem Motor angeordnet sind. Das Fahrgestell ist nach innen einziehbar.



Jagdeinsitzer I-26

Dieses vereinzelt zum Einsatz gelangte Jagdflugzeug rechnet zu den neuesten Baumustern. Seiner äußeren Form nach dürfte es in Anlehnung an das englische Muster „Hurricane" entwickelt worden sein, jedoch ist seine Bewaffnung auf 2 starre MG über dem Motor beschränkt. Kennzeichnend ist das nach innen einziehbare und eingezogen völlig abgedeckte Fahrgestell sowie der in Rumpfmitte angeordnete Bauchkühler.

Bilder: (1) PK-Horster, (1) PK-Wanderer, (1) PK-Schmidt-PBZ, (1) PK-Jütte

Der Motor im Sturzflug

Der Einsatz der deutschen „Stukas" war eine der großen Überraschungen dieses Krieges. Unzählig und von größter Tragweite sind die Erfolge, die diese Waffe, von Angriffsgeist und Kühnheit geführt, inzwischen schon an allen Fronten errungen hat. Voraussetzung dieser Erfolge war, daß deutsche Forscher und Ingenieure dem Sturzkampfflugzeug jene Vollendung gaben, die es befähigt, den auftretenden außerordentlichen Anforderungen standzuhalten, von denen insbesondere auch Motor und Luftschraube betroffen werden. Schon das

Geräusch des Sturzflugs,

das mit ohrenbetäubendem Aufheulen die Luft erfüllt, läßt die ungewöhnliche Beanspruchung des Triebwerks unwillkürlich ahnen. Verursacht wird dieses Geräusch in der Hauptsache durch die Luftschraube, deren Anströmgeschwindigkeit mit wachsender Sturzgeschwindigkeit und Motordrehzahl örtlich die Schallgeschwindigkeit überschreitet. Dies wird noch dadurch begünstigt, daß die heutigen hochbelasteten Luftschrauben schon im waagerechten Schnellflug mit ihrer Blattspitzengeschwindigkeit verhältnismäßig nahe bei der Schallgeschwindigkeit arbeiten. In Abb. 1 ist dargestellt, wie sich die wahre Anströmgeschwindigkeit w an der Blattspitze einer Luftschraube aus Umfangsgeschwindigkeit u und Sturzgeschwindigkeit v geometrisch zusammensetzt.

Die Flugzeugbesatzung nimmt übrigens von diesen Sturzfluggeräuschen weit weniger wahr als der am Erdboden befindliche Beobachter, da — insbesondere bei hoher Motordrehzahl — eine starke Richtwirkung des Schalles nach der Luftschraubenebene zu auftritt.

Einflüsse des Sturzfluges auf das Triebwerk

Die auf Festigkeit und Betriebsverhalten von Motor und Luftschraube im Sturzflug wirkenden Einflüsse, die vornehmlich durch die hohe Geschwindigkeit und die anhaltend steile Neigung im Sturzflug verursacht werden, pflegen selbst im Kunstflug nicht in gleicher Art und Stärke aufzutreten. Tafel 1 gibt eine kurze Übersicht der wichtigsten Einflüsse und der getroffenen Gegenmaßnahmen wieder. Nähere Erläuterungen dazu sollen nachfolgend an Hand von Bildern des flüssigkeitsgekühlten 12 Zylinder-Doppelreihen-V-Motors *Jumo 211* (Abb. 3) gegeben werden, da die zur Zeit bei der deutschen Luftwaffe im vorderen Einsatz stehenden Sturzkampfflugzeuge — *Ju 87* und *Ju 88* — ausschließlich mit diesem bewährten Einspritz-Hochleistungsmotor ausgerüstet sind[1]).

[1]) *Die bisher bekanntgewordenen amerikanischen und englischen Sturzkampfflugzeuge, die fast durchweg als Trägerflugzeuge gebaut sind, haben im Gegensatz hierzu nur luftgekühlte Motoren; vgl. auch: „Sturzbomber", Wehrtechnische Monatshefte, 45. Jg. (1941), N 3, S 54.*

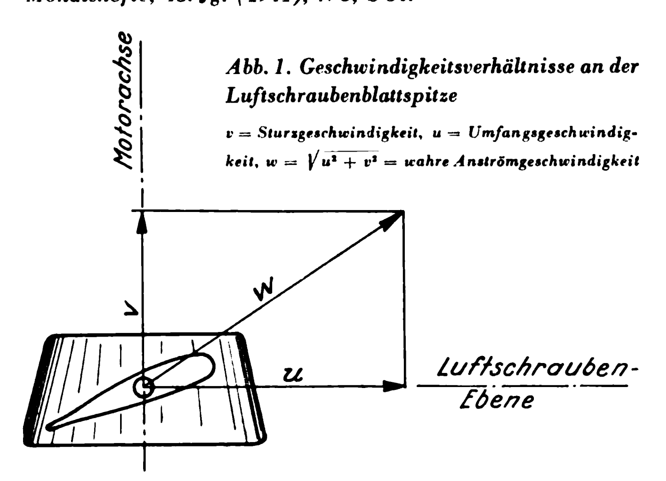


Abb. 1. Geschwindigkeitsverhältnisse an der Luftschraubenblattspitze

v = Sturzgeschwindigkeit, u = Umfangsgeschwindigkeit, $w = \sqrt{u^2 + v^2}$ = wahre Anströmgeschwindigkeit

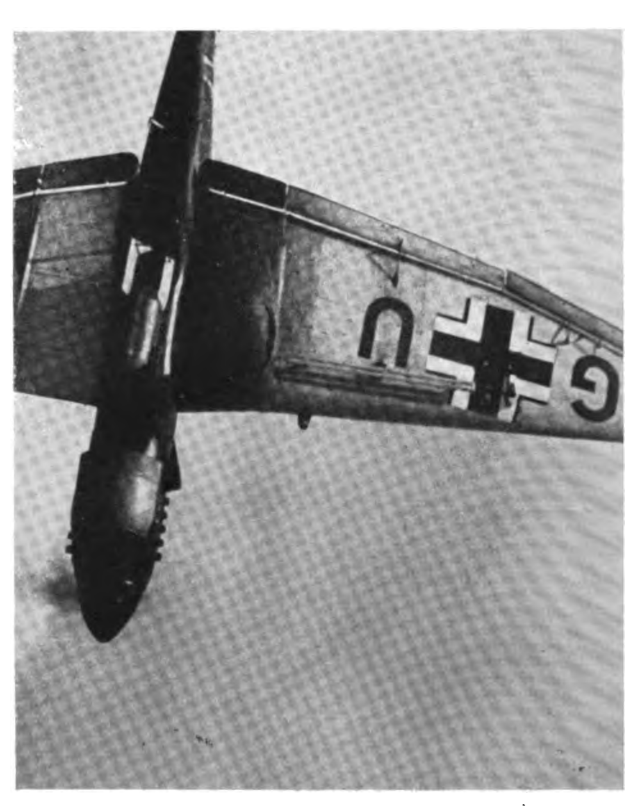


Abb. 2. Sturzkampfflugzeug Ju 87 mit Motor Jumo 211 beim Sturz

Einflüsse der Sturzgeschwindigkeit

Motordrehzahl

Schon die ersten Sturzkampfflugzeuge, „Helldiver" genannt, die in Amerika gebaut wurden, als Deutschland noch jegliche Militärluftfahrt verboten war, besaßen trotz ihrer aerodynamisch noch wenig günstigen Zelle eine verhältnismäßig hohe Sturzgeschwindigkeit. Hierdurch kamen ihre mit starren Luftschrauben ausgerüsteten Motoren ebenfalls auf erhebliche Überdrehzahlen. Mit zunehmender aerodynamischer Verfeinerung der Zelle nahmen dann bei späteren Baumustern die Sturzgeschwindigkeiten und damit die Überdrehzahlen derart zu, daß sich — abgesehen von den zermürbenden Geräuschen — durch die großen Massenkräfte äußerst schwierige Festigkeitsprobleme für Motor und Schraube ergaben. Auch bei der mit starrer Schraube ausgerüsteten Hs 123, dem ersten bewährten deutschen Sturzkampfflugzeug, lagen solche Schwierigkeiten vor.

Zunächst versuchte man — bei Flugzeugen mit nicht zu hoher Sturzgeschwindigkeit — einen Ausweg im „Vollgassturzflug, indem man so die Massenkräfte im Motor weitgehend durch die Gaskräfte aufhob. Die damit verbundene hohe Überdrehzahl von rd. 30 % zwang aber bald zu einer besseren Lösung. — Da das rasche Durchdrehen des Motors bei geschlossener Luftdrossel durch die im Sturzflug heftig angeblasene Luftschraube, gleichsam wie durch „Windmühlenflügel", erfolgt und das daneben noch vorhandene Leerlaufdrehmoment sehr gering ist, so mußte die Verstellung der Luftschraubenblätter das gegebene Mittel sein, die Sturzdrehzahl des Motors in gewünschten Grenzen zu regeln. Durch Anwendung von Verstellschrauben und Einstellung der Blätter auf große Steigung gelang es denn auch, selbst im schnellsten Sturzflug jede Überschreitung des Betriebsdrehzahlbereichs zu vermeiden.

Sturzgeschwindigkeit

Mit der Begrenzung der Motordrehzahl war also die unmittelbare Überbeanspruchung des Triebwerks beseitigt, aber auf Kosten einer weiteren Steigerung der Sturzgeschwindigkeit, denn die auf Umwandlung von Fallenergie in Antriebs-



Übersichtstafel 1. Einflüsse des Sturzflugs auf das Triebwerk

Einflußursache	Auswirkung	Gegenmaßnahme
Große Geschwindigkeit im Sturzflug	a) Die vom Flugwind angeblasene Luftschraube treibt Motor bei geschlossener Luftdrossel mit Überdrehzahl an. Hierdurch erhöhte Beanspruchung von Motor und Luftschraube durch Massenkräfte	Anwendung von Verstelluftschrauben und Einstellung auf große Steigung
	b) Der heftige Flugwind verursacht bei geringer Wärmeabgabe des Motors Unterkühlung von Wasser- und Ölkreislauf	Schließen der Kühlerklappen
Geschlossene Drosselorgane bei hoher Motordrehzahl im Sturzflug	Starker Unterdruck in den Zylindern und geringe Verbrennung. Hierdurch Verölen des Brennraums und Beeinträchtigung der Zündung	Besondere Brennraumgestaltung und geschützter Einbau der Zündkerzen
Abfangen mit großer Geschwindigkeit bei möglichst kleinem Radius	Ausübung eines Kreiselmoments auf die Luftschraube. Hierdurch zusätzliche Beanspruchung von Luftschraube, Luftschraubenwelle und Lagerung	Anwendung von Sturzflugbremse und Verstellschraube zur Begrenzung der Sturzgeschwindigkeit und Motordrehzahl abhängig vom Abfangradius
Anhaltend steile Lage im Sturzflug	Beeinträchtigung der Förderung und Entlüftung in den Betriebstoffkreisläufen	Besondere Anordnung der Saug- und Entlüftungsanschlüsse. Anwendung von Sonderentlüftern.
Rascher und großer Höhenwechsel im Sturz- und Steigflug	Erhöhte Anforderungen an das Arbeiten der Regelgeräte und an die Dauerhaltbarkeit ihrer barometrischen Geberdosen	Verbesserte Werkstoffauswahl und Herstellungsverfahren für die Reglerdosen

energie beruhende Bremswirkung des Motors hatte ja nunmehr abgenommen. Tatsächlich erreichte man unter diesen Umständen z.B., nach Angaben der Curtiss Propeller Division, 1939 in Amerika mit der Curtiss Hawk 75, einem Tiefdecker mit Einziehfahrwerk und selbsttätig geregelter Curtiss-Electric-Schraube, nach rd. 900 m Sturzflug bei einer Motordrehzahl von 2550 U/min die phantastische „Endgeschwindigkeit" von rd. 925 km/h (575 m/h). Diese Rekordsturzgeschwindigkeit, die 1940 sogar noch auf rd. 1000 km/h gesteigert worden sein soll, ist für eine aerodynamisch hochwertige Zelle von heute nicht überraschend, da ja die Vortriebskraft im Sturzflug nahezu gleich dem vollen Fluggewicht, d. h. etwa sechsmal so groß wie der Höchstwert im waagerechten Schnellflug ist. Für den praktischen Einsatz ist sie aber schon aus rein taktischen Gründen wertlos.

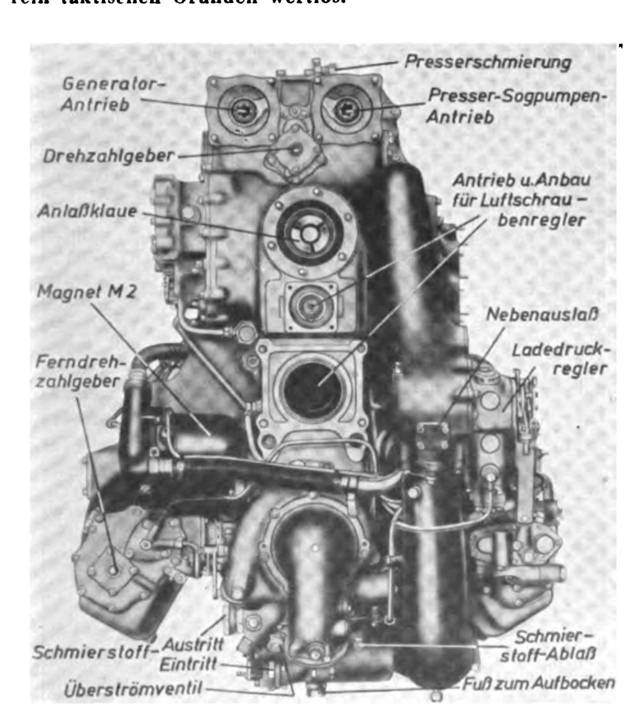


Abb. 3. Rückansicht des Jumo 211 B und D

Abfangen und Sturzflugbremse

Je größer die Sturzgeschwindigkeit ist, um so größer muß auch der Radius der Abfangkurve sein, damit die beim Abfangen auftretende Zentripetalbeschleunigung unter dem für den Menschen kurzzeitig noch ertragbaren Wert von etwa 5 g bleibt[2]). Hierdurch wird aber die Abfanghöhe bei zu großen Sturzgeschwindigkeiten so groß, daß sich die Treffsicherheit untragbar verschlechtert. Es gilt also die Sturzgeschwindigkeit auf ein Maß zu beschränken, das in jedem Fall sicheres Zielen und Abfangen aus geringer Höhe ermöglicht.

Zu diesem Zweck wurden die Ju 87 und die Ju 88 mit Sturzflugbremsen ausgerüstet, einem Mittel, das bekanntlich auch für Hochleistungssegler schon unentbehrlich geworden ist[3]). Die Bremse besteht bei der Ju 87 aus einer schmalen Schlitzleiste unter den beiden Tragflächen. In Ruhestellung haben diese Metalleisten nur geringen Widerstand. Ausgefahren stellen sie sich jedoch senkrecht zur Sturzrichtung und erzeugen so in der raschen Luftströmung, trotz ihrer erstaunlich kleinen Fläche, eine Bremswirkung, durch die die größte Sturzgeschwindigkeit um rd. 25 % gesenkt werden kann[4]). — Zugleich wurde auch noch eine Abfangvorrichtung mit Druckknopfauslösung eingebaut, die das Abfangen im Augenblick des Bombenabwurfs selbsttätig einleitet und mit gleichbleibendem Radius durchführt, so das der Flugzeugführer seine Aufmerksamkeit ganz auf das Ziel richten kann.

Kreiselmomente der Luftschraube

Beim Abfangen nach dem Sturzflug treten an der Luftschraube Kreiselmomente auf, die zusätzliche Beanspruchungen von Luftschraube, Luftschraubenwelle und Lagerung hervorrufen[5]). Die Größe dieser Momente ist einerseits von der Drehschnelle der Abfangbewegung abhängig — d. h. also von Sturzgeschwindigkeit und Abfangradius — und andererseits von der Motordrehzahl. Da die erstgenannten Einflußgrößen,

[2]) *Vgl. S. Ruff, Die physiolog. Wirkung hoh. Beschleunigungen, Bd 7 (1940), N 2, S 24.*

[3]) *E. Foku 41 01 09, Sturzflugbremsen im Segelflugzeug, Bd 8 (1941), N 1, S 29.*

[4]) *Die Sturzflugbremse, Junkers Nachrichten Jg 11 (1940), S 230, sowie H. Wenke, der Sturzbombenwurf, Bd 8 (1941), N 4, S 117, Abb. 4.*

[5]) *Vgl. G. Bock, Die Kreiselmomente der Luftschraube, Luftwissen Bd 8 (1941), N 3, S 96.*

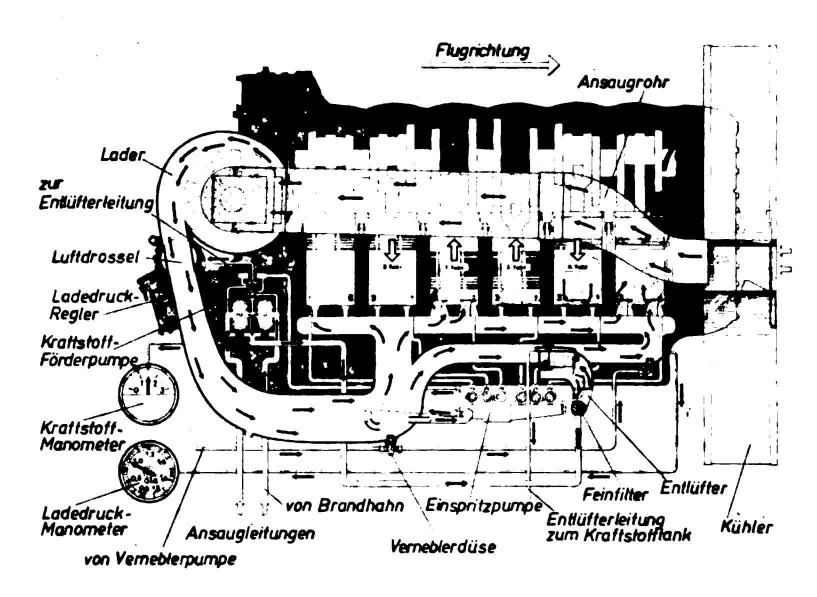


Abb. 4. Ladeluft- und Kraftstoffversorgung des Jumo 211 B und D

wie bereits erläutert, schon durch taktische Erfordernisse festgelegt sind, wird die höchstzulässige Motordrehzahl allein durch die Zusatzbeanspruchungen aus den Kreiselmomenten bestimmt. Bei der Drehzahlfestlegung wird der höchstzulässige Wert weitgehend angestrebt, da man die Bremswirkung des Motors im Sturzflug voll ausnützen will — ähnlich wie beim Motor des Kraftwagens auf der Talfahrt.

Verstelluftschraube

Durch die gleichzeitige Verwendung von Verstelluftschraube und Sturzflugbremse ist bei der Ju 87 und Ju 88 jede erforderliche Anpassung von Sturzgeschwindigkeit und Motordrehzahl möglich. Zur Verwendung kommen entweder elektrisch verstellbare VDM-Schrauben mit Handregelung oder Junkers-VS-Verstellschrauben mit selbsttätiger Regelung (Regleranbau vgl. Abb. 3). Im letzteren Falle übernimmt der Regler die stete Veränderung der Luftschraubensteigung zwecks Beibehaltung der vorgewählten Drehzahl während des gesamten Sturzflugverlaufs.

Während bisher nur Einflüsse der Sturzgeschwindigkeit auf die *Festigkeit* des Triebwerks erläutert wurden, folgen nun noch Erläuterungen der wesentlichen Einflüsse des Sturzflugs auf das *Betriebsverhalten* des Motors. Es handelt sich dabei insbesondere um Einflüsse, von deren sicheren Beherrschung das zuverlässige Arbeiten des Motors in der entscheidensten Phase des Sturzflugs abhängt, nämlich kurz nach dem Abfangen, wenn es gilt, den Motor unmittelbar von Leerlauf auf Höchstleistung zu bringen, um das Flugzeug in beschleunigtem Steigflug dem vereinten Abwehrfeuer zu entziehen.

Kühlwirkung im Sturzflug

Im Sturzflug erreicht die Kühlwirkung des Flugwindes ihren Höhepunkt. Da jedoch gleichzeitig die abzuführende Wärmemenge wegen des leerlaufenden Motors nur gering ist, besteht die Gefahr einer den anschließenden Vollastbetrieb störenden Auskühlung von Schmierstoff- und Kühlstoffkreislauf. Die Regelklappen der zugehörigen Kühler müssen daher vor Beginn des Sturzflugs geschlossen werden und vollständig abdichten.

Auswirkung der geschlossenen Drosselorgane

Das unerläßliche Schließen der Luftdrossel im Sturzflug hat gewissermaßen als mittelbaren Einfluß der Sturzgeschwindigkeit zur Folge, daß im Zylinder des mit hoher Drehzahl angetriebenen Motors ein verhältnismäßig hoher Unterdruck erzeugt wird, der im Verlaufe des Sturzflugs eine größere Ölmenge von der Kolbenlaufbahn in den Brennraum absaugt (Abb. 4). Da keine nennenswerte Verbrennung stattfindet, sammelt sich dieses Öl und läuft zum Auslaßstutzen heraus. Eine Erscheinung, die also beim Motor im Sturzflug keinen Mangel bedeutet. — Erhöhte Anforderungen müssen hierbei allerdings an die Zündkerzen gestellt werden, die, trotz Verölens im Sturzflug, keinesfalls Anlaß zu Fehlzündungen beim Übergang zum Vollaststeigflug geben dürfen. Abhilfe bringt hier zweckmäßige Ausbildung des Brennraums mit besonders geschützter Kerzenanordnung.

Abb. 4 zeigt noch sehr anschaulich den Weg der Ladeluft für den Jumo 211. Die Luft gelangt von dem im Stau liegenden Eintritt aus durch das Ansaugrohr und einen Leitapparat in den Schleuderlader. Nach Druck- und Geschwindigkeitssteigerung strömt sie dann weiter über die dem Ladedruckregler unterstellte Drossel in einen diffusorartig sich erweiternden Sammler, in dem noch ein Teil der Strömungsenergie in Druck verwandelt wird. Von diesem Sammler zweigen schließlich die Ladeleitungen für die beiden Zylinderreihen ab. Wie man sieht, besitzt jede Ladeleitung nochmals eine genau bemessene Verzweigung, um eine gleichmäßige Füllung für alle Zylinder zu erzielen.

Lageneinflüsse im Sturzflug

Ein Sturzflug, der unter 70 bis 80° Neigung aus großer Höhe in mehreren Stufen bis auf wenige 100 m ans Ziel heranführt, dauert oft über 30 s. Die Lage, die der Motor dabei mit nahezu senkrechter Längsachse einnehmen muß (vgl. Abb. 2), wirkt sich daher noch unvergleichlich stärker aus als bei Kunstflugfiguren, bei denen die Einwirkung im allgemeinen wesentlich kürzer und durch Fliehkräfte vielfach noch abgeschwächt ist. Vor allem wird die Wirksamkeit der Betriebsstoffanlagen betroffen. Zu ihrem Schutz ist zunächst grundsätzlich erforderlich, daß die Saug- und Entlüftungsleitungen an die Vorratsbehälter so angeschlossen sind, daß die Zufuhr sowohl im Sturzflug als auch besonders im Steigflug stets gesichert und in jeder Lage *eine* Entlüftungsleitung immer frei ist. Im einzelnen ergeben sich dann noch die nachfolgend erläuterten Gegenmaßnahmen.

Kraftstoffversorgung

Für die ununterbrochene Kraftstoffversorgung ist gründliche Entlüftung gesteigert wichtig. Das Schema der Kraftstoffwege, Abb. 4, zeigt, wie dies für den Jumo 211 verwirklicht ist. Vom Brandhahn kommend, führen zwei Ansaugleitungen zur Doppelförderpumpe und von hier eine gemeinsame Druckleitung über ein Feinfilter und einen *Schwimmerentlüfter* zur Kraftstoffeinspritzpumpe. Der Schwimmerentlüfter ist durch eine Leitung unmittelbar mit dem Vorratsbehälter verbunden. An diese Leitung ist auch die Entlüftung der Förderpumpe angeschlossen. Nebenbei ist noch der Anschluß der Verneblerpumpe zu sehen, die zur Erleichterung des Anlassens Kraftstoffnebel an zwei Stellen mittels Düsen in die Ladeleitung spritzt.

Kühlstoffkreislauf

Der Kühlstoffkreislauf muß beim Sturzflug stets ausreichend gefüllt sein, damit in keiner Lage ein Abreißen der Kühlstoffströmung eintreten kann. Bei den heute vielfach üblichen Anlagen, die zur Verminderung des Kühlwiderstands als Überdruckkühlung[6]) mit geschlossenem Kreislauf arbeiten, ist die Erfüllung dieser Forderung erleichtert.

Schmierstoffkreislauf

Der Schmierstoffkreislauf, der vom Lageneinfluß am stärksten betroffen wird, ist in Abb. 5 schematisch dargestellt. Der Vorratsbehälter ist durch eine Saugleitung mit der Druck-

[6]) *Vgl. H. Carosseli, Überdruckkühlung für Flugmotoren, Bd 7 (1940), N 11, S 373.*



pumpe verbunden, die den Schmierstoff über ein Spaltfilter zu den Schmierstellen fördert (graue Linien). Der Rücklaufschmierstoff (schwarze Linien) sammelt sich vorn im Getriebesumpf und hinten im Apparatesumpf. Aus diesen beiden Sammelbecken, die auch den Rücklauf des Kurbelsumpfs aufnehmen, wird er durch je eine Absaugpumpe zum Kühler und schließlich zum Vorratsbehälter zurückgeschafft.

Während des Sturzflugs sammelt sich der Rücklaufschmierstoff überwiegend im vorderen Sumpf und während des Steigflugs umgekehrt im hinteren Sumpf. Die Absaugpumpen müssen daher so bemessen sein, daß sie die hierbei anfallenden Mengen mit Sicherheit fördern können. Nun fördert aber die in den Steillagen jeweils oben befindliche Pumpe fast nur reine Luft, die in den Vorratsbehälter gelangt, wo der größte Teil durch die Behälterentlüftung unmittelbar in das Kurbelgehäuse abgeführt wird (Abb. 5).

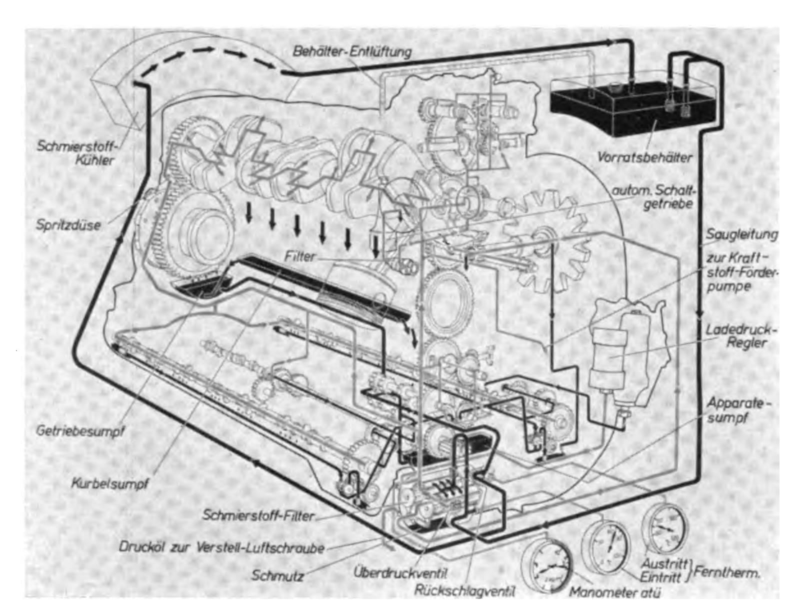


Abb. 5. Schema des Schmierstoffkreislaufs des Jumo 211 B und D

Es muß aber auch vermieden werden, daß etwa im Schmierstoff noch vorhandene Luftbläschen in die Kurbelwellenlager gelangen, da die betriebswarmen Lagerflächen sonst erfahrungsgemäß durch Korrosion stark angegriffen werden. Ein besonderer Entlüfter (Abb. 6) ist deshalb noch vorn am Schmierstoffeintritt in die Welle eingebaut. Er wirkt wie eine Schleuder, indem in seinem sich axial erweiternden Ringraum der schwere Schmierstoff nach außen getrieben und zu den Lagern geleitet wird, während die leichteren Luftbläschen sich um die Drehachse sammeln und in das Kurbelgehäuse abströmen.

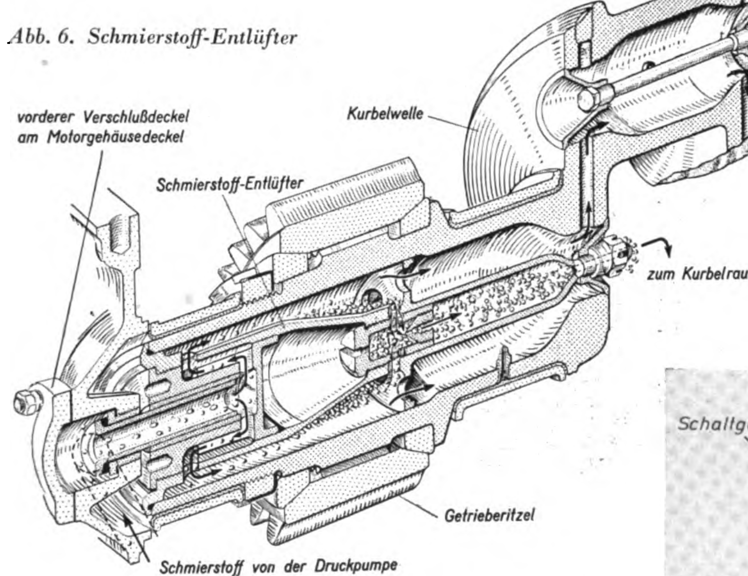


Abb. 6. Schmierstoff-Entlüfter

Einflüsse des raschen Höhenwechsels

Der mit jedem Sturzflug verbundene rasche, große Höhenwechsel ist von einem schroffen Wechsel des Luftdrucks und der Lufttemperatur begleitet. Dies stellt an die Dauerhaltbarkeit der barometrischen Dosen der verschiedenen Regelgeräte hohe Anforderungen. Es spricht für die Güte dieser hochempfindlichen Geräte, daß sie auch bei dieser erhöhten Beanspruchung einwandfrei arbeiten und nur ganz selten zu Störungen Anlaß geben. Zwei dieser Geräte sollen kurz beschrieben werden.

Laderschaltgetriebe

Der Jumo 211 besitzt einen Einstufenlader mit Zweigang-Schaltgetriebe. Letzteres ist in Abb. 7 dargestellt. Sein Antrieb erfolgt von der Kurbelwelle aus über ein Kegelradvorgelege auf eine Kupplungswelle. Diese Welle trägt eine Freilaufkupplung und eine durch das Schaltgestänge betätigte Lamellenkupplung, so daß, je nach Schalterstellung, die Laderlaufradwelle über die kleine oder über die große Stufe eines ständig im Eingriff stehenden Stirnradsatzes angetrieben werden kann. Die Umschaltung von niedriger Laderdrehzahl (Bodengang) auf hohe Laderdrehzahl (Höhengang) erfolgt selbsttätig in Abhängigkeit von der Flughöhe durch einen barometrisch gesteuerten Umschalter.

Für den Jumo 211 ist die Umschalthöhe auf rd. 2500 m eingestellt. In dieser Höhe erfolgt daher auch im Sturzflug der selbsttätige Wechsel der Laderdrehzahl. — Als besonders wichtiger Schutz ist noch eine Fliehkraftkupplung vorgesehen (Abb. 7). Sie verhindert, unabhängig von der Flughöhe, bei

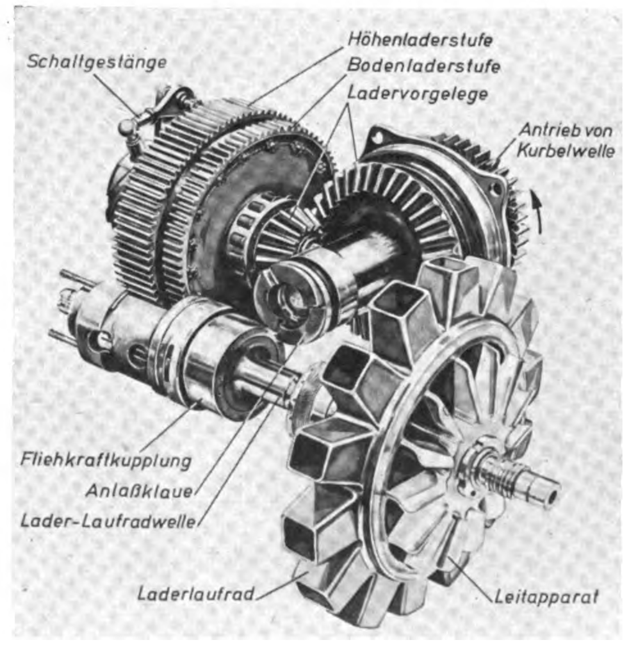


Abb. 7. Lader-Schaltgetriebe des Jumo 211 B und D

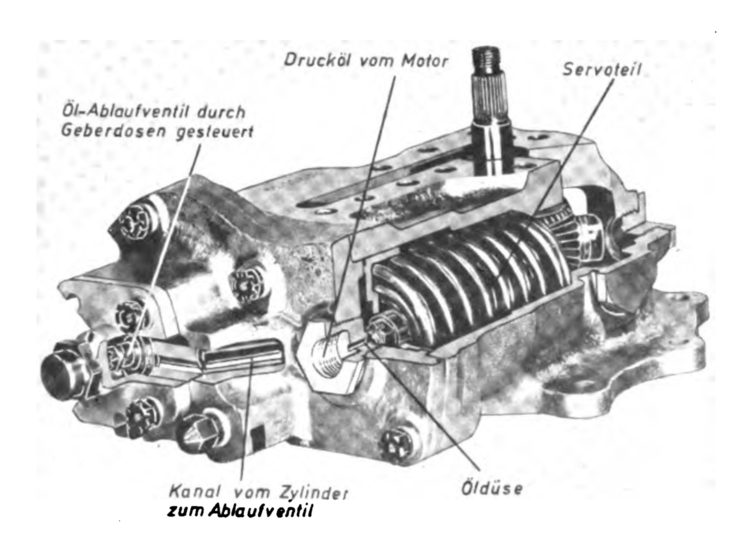


Abb. 8. Ladedruckregler des Jumo 211 A. Schrägansicht von unten

Motorüberdrehzahlen im Sturzflug durch selbsttätige Umschaltung auf niedrige Laderdrehzahl in jedem Fall Überbeanspruchung des Laderlaufrads. — Wie auf Abb. 7 zu erkennen, besitzt letzteres die für Junkers kennzeichnende „Kastenrad"-Form mit getrennt angeordnetem Vorsatzläufer (Leitapparat). Diese geschlossene Radform ist wohl etwas teuerer und zeitraubender in der Herstellung als die meist gebräuchliche halboffene, aber sie hat dafür u. a. die Vorzüge etwas größeren Wirkungsgrads und einfachen Axialschubausgleichs[7]).

Ladedruckregler

Der Ladedruckregler, dessen Steuerdose ebenfalls während des Sturzflugs schrofferen Luftdichtewechseln ausgesetzt ist, besteht nach Abb. 8, wie üblich, aus Geberteil und Verstärkerteil (Servoteil). In das Letztere tritt unten durch eine enge Düse Drucköl ein und verschiebt einen federbelasteten Arbeitskolben, der über ein Getriebe die Luftdrossel verstellt. Der Öldruck und damit auch die Arbeitskolbenstellung werden durch ein Ablaßventil im Geberteil bestimmt, das hierzu von einer dem Ladedruck ausgesetzten Dose gesteuert wird und durch einen Kanal mit dem Arbeitszylinder verbunden ist.

Abb. 9 zeigt noch den organischen Zusammenbau des Reglers mit der als Drehschieber ausgebildeten Luftdrossel und die Abb. 3 und 4 den Anbau an der Ladeleitung des Motors.

Bedienungsfragen.

Vom Sturzkampfflieger wird naturgemäß beim Einsatz das Äußerste an fliegerischem Können und Reaktionsfähigkeit abverlangt. Neben Flugzeug- und Waffenbedienung hat er insbesondere vor dem Ansetzen zum Sturzflug

die Öl- und Wasserkühler zu schließen,
die Luftschraube auf große Steigung zu stellen,
die Drosselorgane des Motors zu schließen,
die Sturzflugbremsen auszufahren und
die Trimmung anzupassen.

Sofort nach dem Abfangen hat er dann — im Höhepunkt der Kampfhandlung und der physiologischen Nachwirkung des Abfangens —

die Sturzflugbremsen wieder einzufahren,
die Trimmung umzustellen,
die Kühler wieder zu öffnen,
die Luftschraube auf kleine Steigung für Steigflug zu bringen und
die Drossel zügig bis Vollast

zu öffnen. Der Flugzeugführer wird also vor allem auch durch die Sonderbedienung des Triebwerks stark in Anspruch genommen. Entlastung der Bedienung und Ausschaltung von Fehlermöglichkeiten durch weitgehende Anwendung selbsttätiger Regelungen — wie z. B. bei der Junkers-V S-Schraube oder bei dem beschriebenen Laderschaltgetriebe — stehen daher hier im Vordergrund der Weiterentwicklung. Die neuerdings angestrebte Vereinigung bestimmter Bedienhebel zu Bediengruppen mit gemeinsamen Gehäusen dürfte auch bei den im Sturzflug vornehmlich zu betätigenden Hebeln im gleichen Sinne verwertbar sein.

Zusammenfassung

Es wurde klargelegt, welchen besonderen Einflüssen der Motor im Sturzflug unterworfen ist und wie es deutschem Forscher- und Ingenieurgeist gelang, hierbei der an Festigkeit und Betriebsverhalten des Motors gestellten Sonderanforderungen Herr zu werden. Der Sturzflug — ursprünglich ein Spiel mit dem

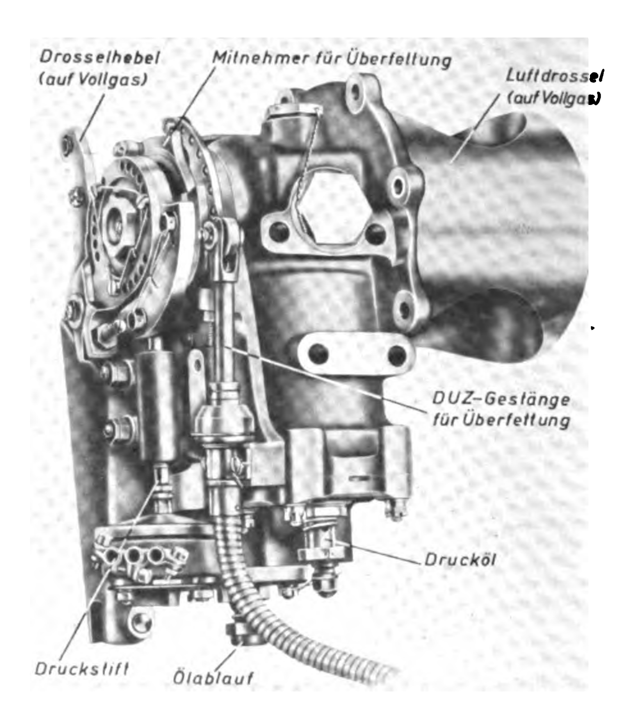


Abb. 9. Zusammenbau von Ladedruckregler und Luftdrossel des Jumo 211 B und D

Tode — kann heute nicht zuletzt dadurch mit hoher Sicherheit durchgeführt werden.

Engste Zusammenarbeit zwischen Zellen- und Motorenfachmann mußte hierbei besonders wertvoll sein, denn die besonderen Beanspruchungen des Flugzeuges im Sturzflug wirken gleichzeitig auf jeden Bauteil und jedes Gerät, die einander entsprechend auch für diese Gewaltprobe gestaltet sein müssen. Der Umstand, daß die Junkers-Werke, die Erbauer unserer erfolgreichen Sturzkampfflugzeuge, sowohl Flugzeug, Motor und Luftschraube, wie auch Regel- und Einspritzgerät herstellen, dürfte sich in dieser Hinsicht auch besonders günstig auswirken. Zugleich ist das hervorragende Ergebnis aber die Frucht unermüdlicher Forschungsarbeit, die, vor mehr als einem Jahrzehnt beginnend, sofort auch das Studium der mit dem Sturzflug verbundenen Motorfragen aufnahm und folgerichtig durchführte.

Wir dürfen überzeugt sein, daß es auch auf diesem Gebiet der deutschen Luftfahrtindustrie weiterhin gelingen wird, auf der Grundlage der vorliegenden reichen Erfahrungen den erlangten Vorsprung gegenüber unseren Gegnern sicher zu halten.

[7]) *Vgl. W. v. d. Nüll, Überlegungen zur Frage d. größtmögl. Förderhöhe einstuf. Radial-Lader an Flugmotoren, Bd 7 (1940), N 5, S 174.*



Eigenschaften der Magnesium-Legierungen für Konstruktion und Werkstattverarbeitung

von Ing. KURT RENNER, Bitterfeld

(Fortsetzung und Schluß)

Konstruktionsgrundsätze

Allgemein richtet sich die Berechnung sowie die Gestaltung von Elektron-Konstruktionen nach den üblichen Regeln. Immerhin müssen die in den Druckschriften angegebenen technologischen Eigenschaften besonders berücksichtigt werden. Der E'Modul ist wesentlich kleiner als bei Stahl. Hierdurch ist die elastische Formänderungsarbeit bei gleicher Last entsprechend größer, was bei stoß- und schlagartiger Beanspruchung sowie bei Bruch von wesentlichem Vorteil sein kann. Die große Elastizität ist bei Festlegung der Querschnitte bzw. Trägheitsmomente zu berücksichtigen.

Auch die Knickfestigkeit[4]) wird naturgemäß durch den E'Modul beeinflußt, jedoch ist es leicht, durch konstruktive Maßnahmen das Trägheitsmoment zu vergrößern bzw. die Knicklänge zu reduzieren. Weiterhin ist die relativ geringe Kerbzähigkeit vom Konstrukteur zu beachten. Aus diesem Grunde sollen scharfe Kerben, plötzliche Übergänge von verschieden großen Querschnitten, besonders an hochbeanspruchten Stellen, vermieden werden.

Konzentrierte Kräfte müssen auf größere Flächen verteilt werden. Dieser Fall kommt insbesondere beim Einleiten von Kräften in ein Bauteil aus Elektron vor.

Auch auf die Wärmeausdehnung hat der Konstrukteur Rücksicht zu nehmen, da der Wärmeausdehnungskoeffizient etwa doppelt so groß ist als der vom Stahl. Bei Mischkonstruktionen, wo z. B. Elektron mit Stahl zusammengebaut werden, ist auf diese Eigenschaft besonders Rücksicht zu nehmen.

Im folgenden soll an einigen Beispielen die zweckmäßige Gestaltung von Bauteilen aus Elektron besprochen werden:

Grundsätzlich sind alle Querschnittsvergrößerungen bei der Umkonstruktion von Werkstoffen höherer Festigkeit und höherem spezifischen Gewicht so vorzunehmen, daß die Werkstoffzugabe dort erfolgt, wo die größten Spannungen vorhanden sind. Abb. 15 zeigt die verschiedenartige Vergrößerung von Biegungsträgern aus Doppel-T-Profil mit den zugehörigen Gewichtsersparnissen gegenüber Stahl bei gleicher Belastung und Durchbiegung.

Ein Beispiel der zweckmäßigen Gestaltung von Querschnitten aus Gußmaterial zeigt Abb. 16. Diese Querschnitte werden um die Achse X auf Biegung beansprucht. Hierdurch treten in den Randzonen der Querschnitte 1 und 2 Spannungsspitzen auf, die dem kerbempfindlichen Werkstoff gefährlich werden und in der äußersten Faser bei Ermüdungsbeanspruchung zu Anrissen führen. Aus diesem Grunde sollen die Querschnitte 1 und 2 für biegungsbeanspruchte Teile nicht in Anwendung kommen. Querschnitt 3 ist wesentlich günstiger, da die Randspannungen von einer größeren Partie aufgenommen werden. Gießtechnisch ist dieser Querschnitt nicht zu empfehlen, da der Zwischenraum zu eng ist. Festigkeits- und gießtechnisch sind die Anordnungen 4 und 6 günstiger und daher nach Möglichkeit anzustreben. Bei Scheibenrädern, wo der gleiche Belastungsfall vorliegt, hat sich der wellenförmige Querschnitt besonders gut bewährt.

In vielen Fällen ist es notwendig, Gußstücke durch Rippen zu verstärken. Auch hier ist die werkstoffgerechte Ausbildung zu beachten (Abb. 17). Rippe 1 ist gießtechnisch günstig, kann jedoch nur an wenig beanspruchten Bauteilen zugelassen werden, da die äußere Zone nicht viel Spannung aufnehmen kann. Aus Gründen der Kerbempfindlichkeit sollen Rippen wie 2 nicht in Anwendung kommen. Außen abgerundete Rippen nach 3 eignen sich wegen zu hoher Randspannung ebenfalls nicht. Die Rippe 4 hat an ihrem Übergang zu starke Werkstoffanhäufung, die zur schlechten Gußqualität führt. Die Rippen 5, 6

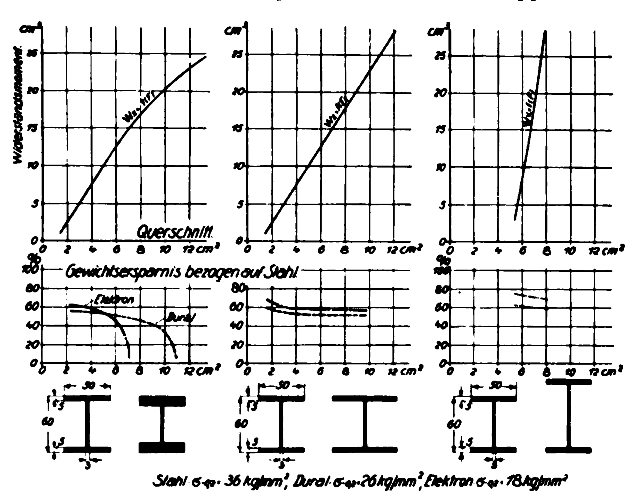


Abb. 15. Vergleich von Biegungsträgern aus Stahl und Elektron

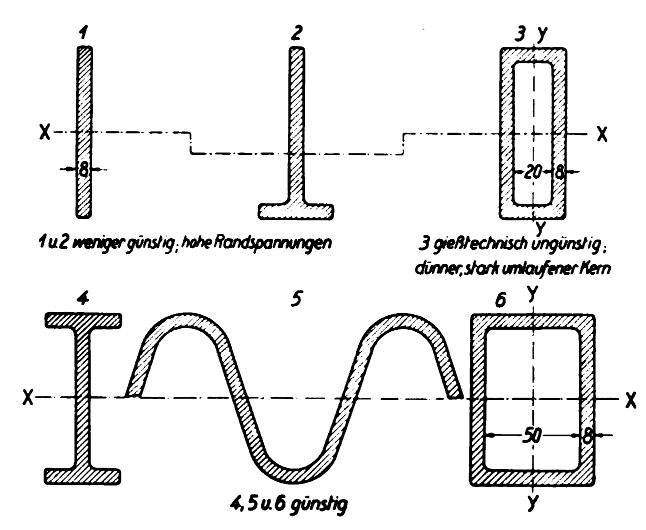


Abb. 16. Zweckmäßige Gestaltung von Querschnitten aus Elektronguß

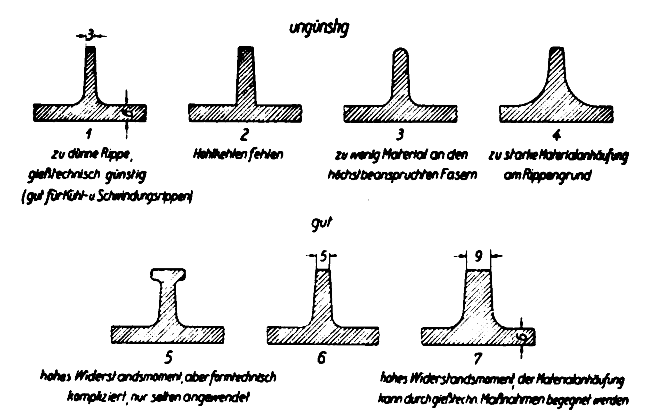


Abb. 17. Richtig und falsch gestaltete Rippen

---

[4]) *W. Moheit: „Die Festigkeit und Gewichtsersparnis in bezug auf St 52 bei auf Druck beanspruchten Elektronstäben". Zeitschrift „Der Stahlbau", 1940, Heft 12/13.*

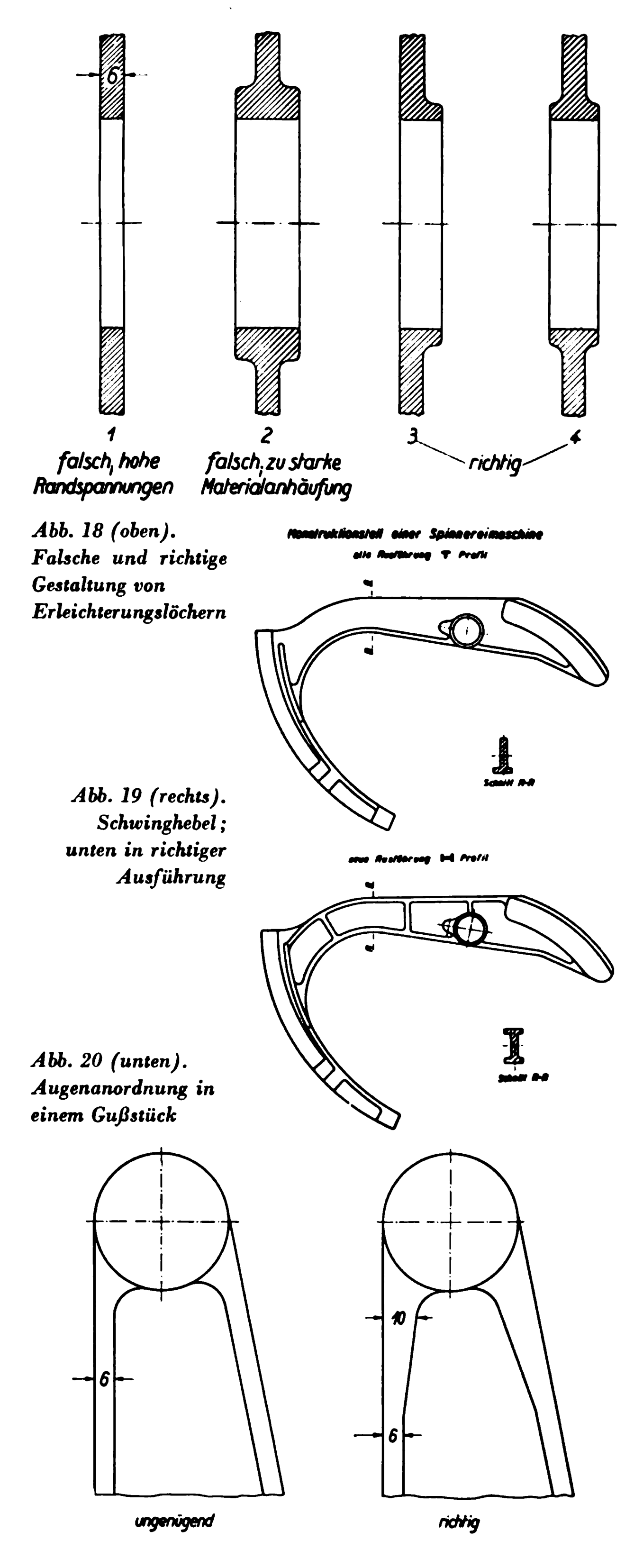


Abb. 18 (oben). Falsche und richtige Gestaltung von Erleichterungslöchern

Abb. 19 (rechts). Schwinghebel; unten in richtiger Ausführung

Abb. 20 (unten). Augenanordnung in einem Gußstück

und 7 sind festigkeitsmäßig und gießtechnisch in Ordnung. Bei Ermüdungsbeanspruchung ist die Form 5 die beste.

Aus Gewichts- und Montagegründen müssen in Gußstücken oft Aussparungen vorgesehen werden, die der Gießer gleichzeitig zur Kernlagerung benutzt. Auch an diesen Aussparungen treten Randspannungen auf, die durch entsprechende Auswulstungen herabgesetzt werden müssen. Abb. 18 zeigt falsche und richtige Ausführungsformen.

Ein Beispiel für die zweckmäßige Gestaltung eines Gußstückes aus der Praxis zeigt Abb. 19. Der Querschnitt dieses Schwinghebels wurde zunächst, wie das obere Bild zeigt, unsymmetrisch hergestellt, wodurch zusätzliche Torsionskräfte auftraten. Durch die symmetrische Gestaltung des Querschnittes gemäß dem unteren Bild wurde das Bauteil wesentlich widerstandsfähiger und erwies sich ausreichend gegenüber Ermüdungsbeanspruchungen.

Es wurde bereits erwähnt, daß plötzliche Querschnittübergänge aus Gründen der Kerbempfindlichkeit zu vermeiden sind. Abb. 20 zeigt als Beispiel eine Augenanordnung an einem Gußstück in falscher und richtiger Ausführung. Es ist hierbei besonders zu beachten, daß der allmähliche Übergang von der Rippe zum Auge nicht zu kurz gehalten wird. Durch solche Anordnungen wird nicht nur die Festigkeit wesentlich verbessert, sondern es werden auch die Gießeigenschaften hierdurch günstig beeinflußt.

Die spanabhebende Bearbeitung

soll nur kurz gestreift werden, da nähere Einzelheiten hierüber aus den Druckschriften zu ersehen sind. Es ist hervorzuheben, daß Elektron außerordentlich leicht bearbeitbar ist. Schnittgeschwindigkeiten von 1500 m/min. sind ohne weiteres anwendbar.

Die spanabhebende Bearbeitung geschieht im allgemeinen trocken und ohne besondere Kühlung; nur bei sehr hohen Schnittleistungen und bei der Bearbeitung solcher Stellen, bei denen die Weiterleitung und Ableitung der entstehenden Schneidewärme unzulänglich ist, wird zweckmäßig mit Preßluft oder mit Schneidölen gekühlt; Wasser-Ölgemische sind unzulässig. Besonders wichtig ist, daß, wie bereits erwähnt wurde, keine scharfen Eindrehungen oder Einfräsungen u. ä. erfolgen, da Elektron wie alle Leichtlegierungen kerbempfindlich ist. Es empfiehlt sich daher, nur mit Werkzeugen zu arbeiten, deren Ecken abgerundet sind.

Über die Feuergefährlichkeit der Elektronspäne bestehen noch vielfach übertriebene Vorstellungen. Während grobe Späne nur durch längere Einwirkung einer Flamme angebrannt werden können, sind feine Elektron-Späne bzw. -Schleifstaub, wie auch bei vielen anderen Metallen und Stoffen, schon durch Funken einer Schmirgelscheibe oder durch stumpfes oder falsch geschliffenes Werkzeug entzündbar. Auf brennende Elektronspäne darf auf keinen Fall Wasser geschüttet werden; auch normale Feuerlöscher sind ungeeignet. Brennende Späne sind vielmehr durch Aufwerfen von trockenen Graugußspänen oder trockenem Sand zu löschen.

Verbindungsarbeiten:

Nieten

Für Nietverbindungen aus Elektron werden Nieten der Hydronalium-Legierungen Hy 3 und Hy 5 verwendet. Hydronalium ist eine Al-Mg-Legierung mit über 90 % Aluminium, Rest Magnesium. Das Schlagen der Nieten dieser Legierung erfolgt im kalten Zustand. An Verbindungsstellen, wo es die Festigkeitsverhältnisse zulassen, können auch Reinaluminium-Nieten in Anwendung kommen. In Abb. 21 sind die Einzelheiten über die Nietdurchmesser in Abhängigkeit von der Blechstärke bei Verwendung von Reinaluminium und Hy 5-

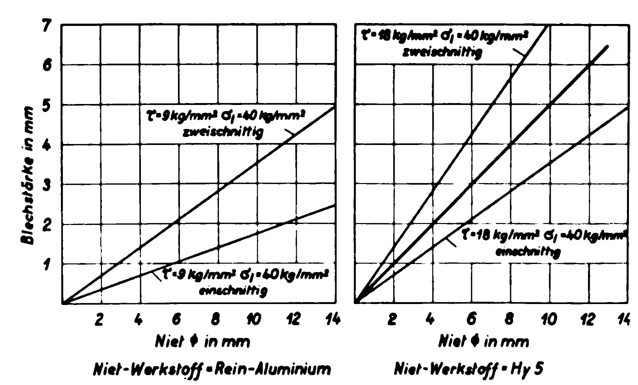


Abb. 21. Nietdurchmesser abhängig von der Blechstärke

Nieten für Elektron-Konstruktionen dargestellt. Die hier angegebenen Zahlen über den Lochlaibungsdruck von 40 kg/mm² und der Scherfestigkeit von 18 kg/mm² für Hy 5 sind Bruchfestigkeiten. Entsprechende Sicherheitsfaktoren sind in der Berechnung von Nietverbindungen noch zu berücksichtigen.

Abb. 22 zeigt Einzelheiten über Nietabstände und über das falsche und richtige Schlagen der Niete.

Schrauben

Für Elektron sind Schrauben aus Hydronalium (Legierungsgattung Al-Mg) zu verwenden. In den meisten Fällen kommen aus Festigkeitsgründen Eisen- bzw. Stahlschrauben, wenn notwendig, feuerverzinkt oder kadmiert in Anwendung. Die Gewindetiefe in Teilen aus Elektron soll besonders bei höherer Beanspruchung nicht kleiner als 2,5 × Gewindeaußendurchmesser betragen. Abb. 23 zeigt Fehler an Gewindelöchern im Elektronguß, wie sie hin und wieder in der Praxis angetroffen werden. Durch die Verletzung der Außenzone, wie auf der Abbildung unter „Falsch" angegeben, wird die Festigkeit des Bauteiles wesentlich herabgesetzt.

Schweißen

Alle Elektron-Legierungen sind mehr oder weniger schweißbar. Hier soll nur das autogene Schweißen der Blech-Legierung AM 503 besprochen werden. Diese Legierung zeichnet sich durch besonders gute Schweißbarkeit aus. Es können daher alle vorkommenden Schweißarbeiten bis zu den kompliziertesten, wie sie z. B. im Behälterbau notwendig sind, durchgeführt werden.

Zum Schweißen von Elektron wird ein Spezialflußmittel verwendet. Als Zusatzmaterial wird Draht der gleichen Legierung benutzt. Grundsätzlich sollen alle Schweißungen, wie Abb. 24 zeigt, stumpf vorgenommen werden, damit das Schweißmittel nach erfolgter Schweißung von beiden Seiten restlos entfernt werden kann. In diesem Zusammenhang ist noch darauf hinzuweisen, daß das Schweißmittel Elektron stark angreift. Schweißnahtanordnungen, bei denen das Schweißmittel nicht restlos entfernt werden kann, z. B. wie auf der rechten Seite des Bildes dargestellt, sollen nicht angewendet werden. Die Reihenfolge der Schweißung ist auf der unteren Bildhälfte angegeben.

Löten

Die Leichtmetall-Lote enthalten Schwermetalle. Hierdurch wird die Korrosionsbeständigkeit gelöteter Leichtmetallteile ungünstig beeinflußt. Es empfiehlt sich daher nicht, Elektron zu löten, sondern zu schweißen.

In Sonderfällen, beispielsweise zum Schließen von kleinen Fehlstellen an Gußstücken, werden sogenannte Schmierlote angewandt. An solche Lötstellen können aber keine Festigkeitsforderungen gestellt werden, sie dienen lediglich zur Beseitigung von Schönheitsfehlern. Diese Lötstellen sind, wenn mit Feuchtigkeitszutritt zu rechnen ist, mit einem Lacküberzug zu versehen, damit keine elektrochemische Korrosion auftreten kann.

Verbindung mit anderen Werkstoffen

Wie bei den Aluminium-Legierungen, so sind auch bei den Elektron-Legierungen Isolierungsmaßnahmen gegenüber anderen Werkstoffen notwendig. Bekanntlich entsteht ein Lokalelement, wenn zwei verschiedene Metalle leitend miteinander in Verbindung stehen und gleichzeitig an der Verbindungsstelle ein Elektrolyt, z. B. Feuchtigkeit, säurehaltiges Wasser o. ä. vorhanden ist. Es handelt sich hierbei um denselben Vorgang wie bei galvanischen Elementen. Das Ausmaß der Kontaktkorrosion ist abhängig von der auftretenden Spannung, d. h., je höher die Spannung desto größer ist die Zersetzung. Die elektrolytische Spannung, die Magnesium gegenüber den anderen metallischen Werkstoffen einnimmt, ist negativ, so daß das Magnesium bei Kontaktkorrosion angegriffen wird. Es ist daher im Gemischtbau Elektron-Schwermetall von Fall zu Fall zu entscheiden, welche Maßnahmen getroffen werden müssen. In den meisten Fällen, und zwar dort, wo keine besonders ungünstigen Korrosionsbeanspruchungen vorliegen, genügt die übliche Zwischenlackierung, wie sie auch im Eisenbau angewendet wird. Bei stärkerer Korrosionsbeanspruchung dagegen ist ein Isoliermaterial, z. B. Kunststoff, chlorfreies Vulkanfiber, Ölpapier, Dichtungsbinden u. ä., zwischen Schwer- und Leichtmetall vorzusehen. Die Schwermetallteile sind am zweckmäßigsten an den Verbindungsstellen zu verzinken oder zu kadmieren. Abb. 25 zeigt praktische Beispiele über die zweckmäßige Isolation von Elektron mit anderen Werkstoffen unter den verschiedensten Korrosionsbeanspruchungen. Bei geringer Korrosionsbeanspruchung z. B. genügt eine normale Zwischenlackierung ohne Isolation gemäß Abb. 25 a. Bei stärkerer Korrosionsbeanspruchung dagegen sind Zwischenlagen gemäß Abb. 25 b und c notwendig. Beim Zusammenbau von Elektron mit Holz ist in jedem Fall eine Isolation

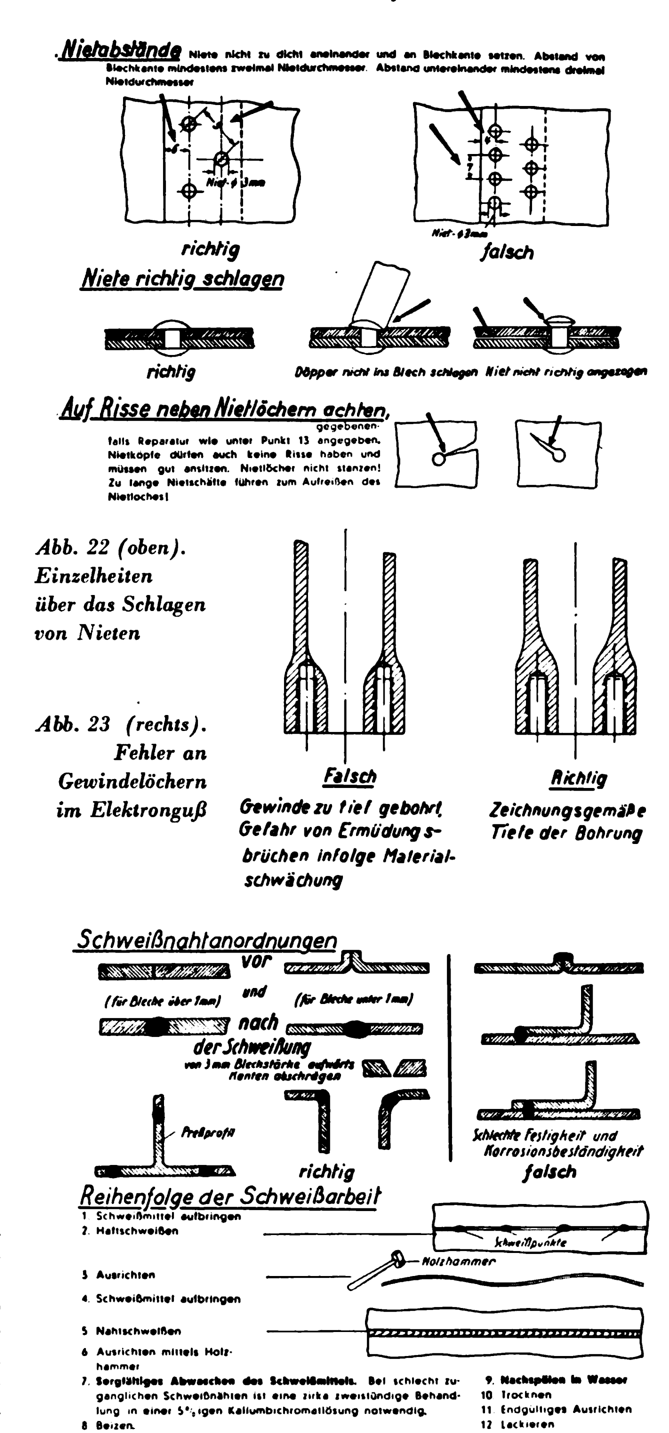


Abb. 22 (oben). Einzelheiten über das Schlagen von Nieten

Abb. 23 (rechts). Fehler an Gewindelöchern im Elektronguß

Abb. 24. Schweißen von Elektron

notwendig, da Holz bekanntlich säurehaltig ist und Elektron hierdurch angegriffen wird.

Welches Ausmaß die Zerstörung bei Nichtbeachtung der Isolierungsvorschriften durch Korrosion haben kann, zeigt Abb. 26. Hier war ein Scharnier aus Leichtmetall (Al-Leg.) ohne Isolation unter besonders ungünstigen Beanspruchungen an einem Teil aus Kupfer mit Kupfernieten befestigt. Alle Berührungsflächen, auch die Auflageflächen der Kupfernietköpfe, sind durch Kontaktkorrosion stark angegriffen.

Korrosionseigenschaften

Über die Korrosionseigenschaften des Magnesiums bestehen noch viele irrige Meinungen. Durch die starke Affinität des Magnesiums zum

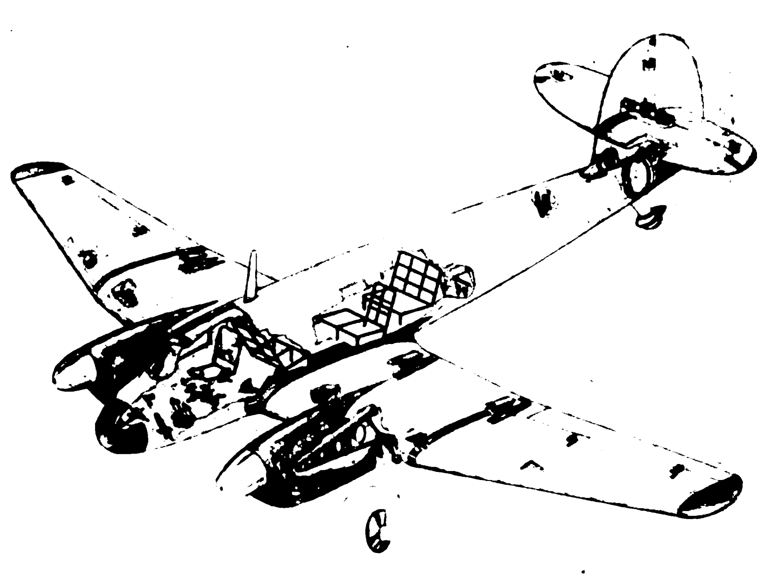
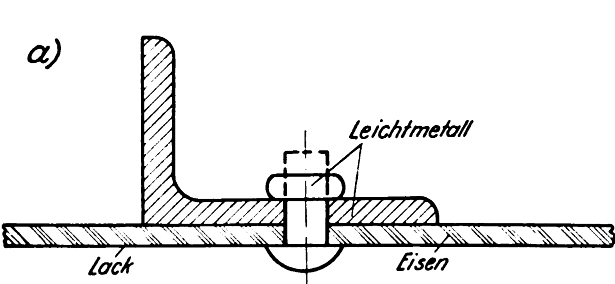
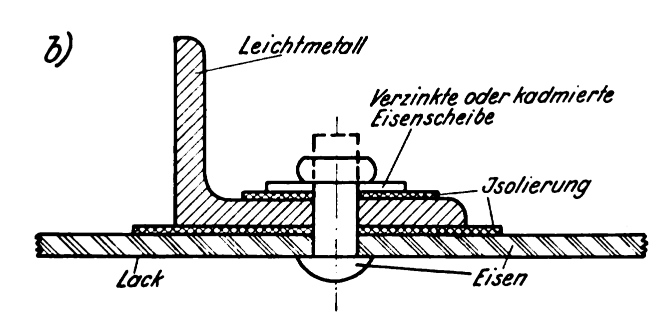
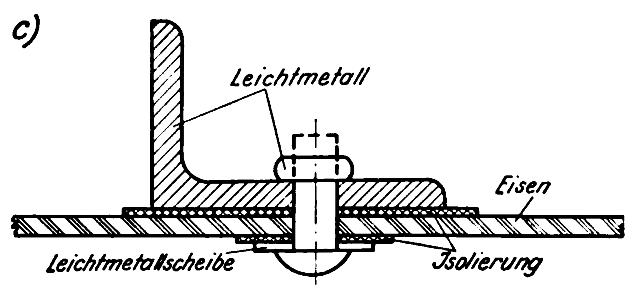


Abb. 27. Elektron im Flugzeug







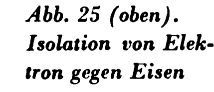


Abb. 25 (oben). Isolation von Elektron gegen Eisen



Abb. 26 (links). Korrosion durch mangelhafte Isolation

Sauerstoff bildet sich an der Oberfläche unter Einwirkung der Atmosphäre eine festhaftende Oxydschicht. Beim Eisen oder Stahl entwickelt sich hierbei Rost. Bei normaler Bewitterung tritt nach Bildung dieser Oxydschicht bei den Magnesium-Legierungen Stillstand ein. Im Gegensatz hierzu rostet bekanntlich Eisen weiter. Diese Feststellung wird durch umfangreiche Erfahrungen bestätigt. In diesem Zusammenhang sind folgende Versuchsergebnisse erwähnenswert:

Elektronguß- und Preßteile, die gemeinsam mit Stahlteilen auf dem Dach eines Gebäudes der I. G. Farbenindustrie Aktiengesellschaft in Bitterfeld den wechselnden Angriffen der Industriegase und der Witterung ausgesetzt waren, sind nach 10 Jahren noch gut erhalten, während die Eisenteile durch Rostanfressung weitestgehend zerstört sind. Voraussetzung für diese Beständigkeit der Magnesium-Legierungen ist sorgfältige Auswahl der Legierungsbestandteile und Beschränkung metallischer Verunreinigungen, insbesondere Nickel, Kupfer usw., auf ein den Herstellern durch jahrelange Erfahrungen bekanntes technisch und wirtschaftlich tragbares Mindestmaß. Ebenso können nichtmetallische Verunreinigungen, die aus nicht sachgemäß geleiteten Schmelz- oder Gießvorgängen stammen können, obiges Bild fälschen und den Anlaß zu den eingangs erwähnten irrtümlichen Anschauungen geben.

Elektron-Legierungen sind im Gegensatz zu Aluminium gegen Säure unbeständig, dagegen sind sie gegen alkalische Lösungen, in denen Aluminium schnell zerfressen wird, außerordentlich beständig. In chloridhaltigem Wasser, z. B. Seewasser, sind Magnesium-Legierungen nicht verwendbar.

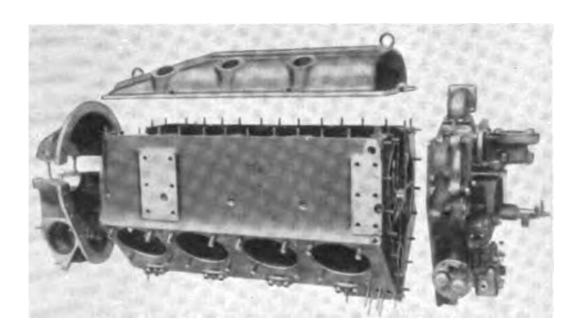
Zur Verbesserung der Korrosionseigenschaften der Elektron-Legierungen und besseren Haftfähigkeit der anschließenden Lackierung werden die Teile in einer Alkali-Bichromat-Salpetersäure-Beize behandelt. Hierdurch entsteht der bekannte messingfarbige Überzug. Ein sehr guter Oberflächenschutz für Elektron ist eine geeignete Lackierung. Nicht jeder Lack ist hierfür geeignet, z. B. greift Mennige, die in Anstrichfarben für Eisen einen Rostschutz bildet, Elektron stark an.

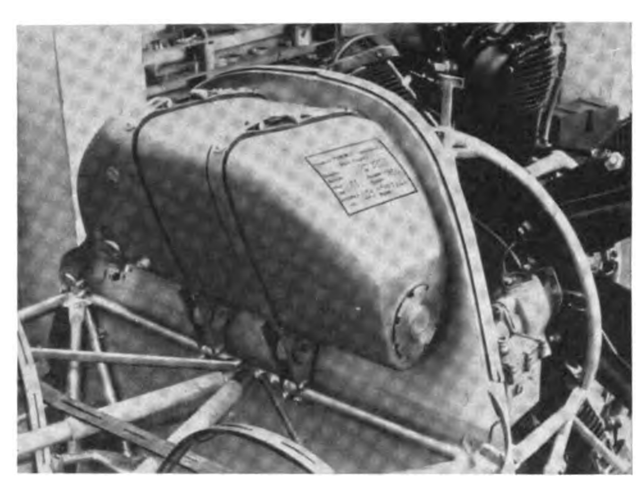
Anwendungsbeispiele:

Aus den vielseitigen Anwendungsgebieten der Elektron-Legierungen, über die in den einschlägigen Druckschriften ausreichende Unterlagen gegeben sind, sollen hier nur einige besonders interessante Beispiele genannt werden.

Welche Bedeutung Elektron als Werkstoff heute im Flugzeugbau hat, zeigt Abb. 27. In diesem Passagierflugzeug







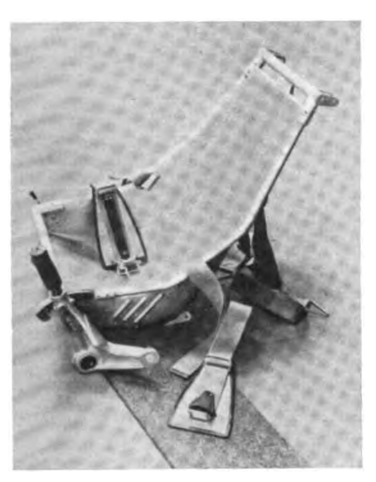


Abb. 28 (oben). Elektron-Gußteile des Argus As 10 c

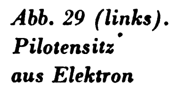
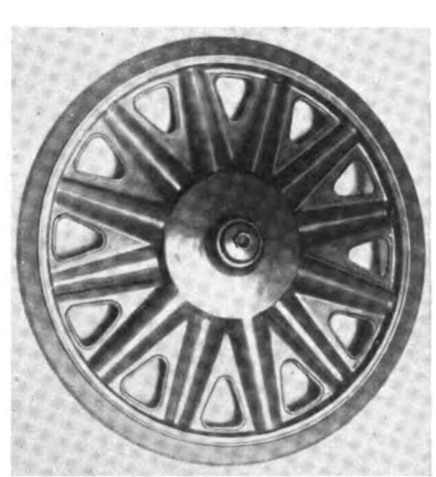


Abb. 29 (links). Pilotensitz aus Elektron

Abb. 30 (oben). Schmierstoffbehälter aus AM 503-Blech autogen geschweißt



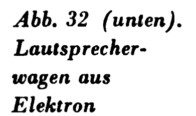


Abb. 31 (rechts). Geschützrad aus Elektron

Abb. 32 (unten). Lautsprecherwagen aus Elektron



„Ago" Ao 192 sind im Wesentlichen folgende Teile aus Elektron (in der Abbildung dunkel schattiert):

Elektron-Blech, Legierung AM 503: Motorverkleidungen, Flügelendkappen, Übergangsverkleidungen vom Flügel zum Rumpf u. a.

Gesenkpreßteile: Motorträger, Teile am Fahrwerk, Steuerungshebel u. a. m.

Gußteile: Flugzeuganlaufräder, Spornrad und eine Anzahl Steuerungshebel und sonstige Teile.

Rohre: Piloten- und Passagiersitze.

Die geringen Baugewichte der modernen Flugmotoren, die heute weit unter 1 kg/PS betragen, sind zum großen Teil auf die Verwendung von Leichtmetall zurückzuführen. Elektron bietet dem Konstrukteur die Möglichkeit, das Kurbelgehäuse und viele Zubehörteile in Guß zu entwerfen. Die Abb. 28 zeigt die in Elektronguß hergestellten Teile eines Argus-Flugmotors As 10 c, und zwar das Kurbelgehäuse, den Kurbelgehäusedeckel, sowie die vorderen und hinteren Abschlußstücke.

Abb. 29 zeigt einen Pilotensitz aus gepreßten Elektron-Rohren, Legierung AZM, in geschweißter Ausführung. Für das Verkleidungsblech wird die Elektron-Legierung AM 503 verwendet. Der untere, seitliche Verstellhebel ist ebenfalls aus Elektron in gegossener Ausführung.

Auf Abb. 30 ist ein Schmierstoffbehälter dargestellt. Dieser Behälter wird aus Blechen der Legierung AM 503 autogen zusammengeschweißt. Die Armaturen aus der gleichen Legierung werden entweder aus gepreßten Stangen gedreht, oder als Gußstücke in den Behälter eingeschweißt.

Abb. 31 zeigt ein gummibereiftes Geschützrad aus Elektron in der bereits besprochenen Wellenausführung. Diese Konstruktion ist bei der Deutschen Wehrmacht eingeführt und hat sich in langjährigem Betrieb und unter den schwierigsten Bedingungen bestens bewährt. Die Gewichtsersparnis gegenüber Stahlrädern beträgt 40—60 %. Holzräder können naturgemäß nicht zum Vergleich herangezogen werden, da diese nicht motorisiert gefahren werden können.

Nachdem man den Vorteil dieser Räder erkannt hat, wird das Elektron-Rad auch in anderen Staaten in zunehmendem Maße verwendet.

Ein Beispiel der Elektron-Anwendung im Automobilbau zeigt Abb. 32. Der Aufbau dieses Lautsprecherwagens wurde zur Gewichtsersparung selbsttragend aus Elektron gebaut.

Zusammenfassend ist zu sagen, daß Elektron besonders infolge seines geringen Gewichtes, seiner guten Festigkeitseigenschaften und seiner vorzüglichen Verspanbarkeit große Vorteile bietet. Der Flugzeugbau hat bei der Verwendung von Magnesium-Legierungen Pionierarbeiten geleistet. In diesem Industriezweig ist dieser Werkstoff einer der wichtigsten Baustoffe. Auch auf zahlreichen anderen Gebieten haben sich die Magnesium-Legierungen bewährt und finden in zunehmendem Maße Verwendung.

Es ist Aufgabe des Ingenieurs und Betriebsfachmannes, sich mit den Eigenschaften der Elektron-Legierungen vertraut zu machen, damit dieser Werkstoff überall dort eingesetzt wird, wo er technische und wirtschaftliche Vorteile bietet.

Zur Mechanik des Waagerechtfluges[1])

Der Widerstand eines Flugzeuges setzt sich zusammen aus dem Widerstand für unendliche Spannweite und dem Randwiderstand; jener ist vom Anstellwinkel in gewissen Grenzen unabhängig. Für die Beizahlen kann man daher schreiben[2]):

$$c_w = c_{w\infty} + \frac{k}{\pi\cdot\Lambda}\cdot c_a^2\,. \tag{1}$$

Dabei ist für elliptische Auftriebsverteilung $k = 1$; für andere Flügelumrisse und Einstellwinkelverteilung ist k größer, im Mittel $k = 1{,}18$ oder $\frac{k}{\pi} = \frac{3}{8}$.

Daraus erhält man die Gleitzahl ε oder den Widerstand der Gewichtseinheit, wenn man durch c_a dividiert. Ebenso ergibt sich die Steigzahl[3]) $\varkappa$ oder der Leistungsbedarf der Gewichtseinheit[4]), bezogen auf die Einheitsgeschwindigkeit, wenn man durch $c_a^{1,5}$ dividiert. Durch Differenzieren findet man für die kleinste Gleitzahl bzw. für die kleinste Steigzahl die Bedingungen:

$$(c_a)_{\varepsilon\,=\,Min} = \sqrt{c_{w\infty}\cdot\frac{\pi\cdot\Lambda}{k}}\,, \tag{2}$$

$$(c_a)_{\varkappa\,=\,Min} = \sqrt{3\,c_{w\infty}\cdot\frac{\pi\cdot\Lambda}{k}}\,, \tag{3}$$

also:

$$\varepsilon_{min} = 2\,\frac{c_{w\infty}}{(c_a)_{\varepsilon\,=\,Min}} = 2\,\frac{k}{\pi\cdot\Lambda}\cdot(c_a)_{\varepsilon\,=\,Min} = 2\sqrt{c_{w\infty}\cdot\frac{k}{\pi\cdot\Lambda}}\,, \tag{4}$$

$$\varkappa_{min} = 4\,\frac{c_{w\infty}}{(c_a^{1,5})_{\varkappa\,=\,Min}} = \frac{4}{3}\,\frac{k}{\pi\cdot\Lambda}\cdot(c_a^{0,5})_{\varkappa\,=\,Min} = \frac{4}{3}\sqrt[4]{3\,c_{w\infty}\left(\frac{k}{\pi\cdot\Lambda}\right)^3}\,. \tag{5}$$

Der Einheitswiderstand ist also am kleinsten, wenn Randwiderstand und Restwiderstand gleich sind, der Einheitsleistungsbedarf aber, wenn beide sich wie 3 zu 1 verhalten. Die Geschwindigkeiten in beiden Fällen verhalten sich nach Gln. (2) und (3) wie $\sqrt[4]{3} : 1 = 1{,}316 : 1 = 1 : 0{,}76$; die Sinkgeschwindigkeit[4]) für beste Gleitzahl, also größte Flugweite, verhält sich zu der kleinsten nach Gln. (2) mit (4) und (5) wie $\frac{3}{2\sqrt[4]{3}} : 1 = \frac{3}{2}\cdot 0{,}76 = 1{,}14 \approx \frac{8}{7}$. Beide Verhältnisse sind von den Strömungs- und Baugrößen des Flugzeuges wie von der Luftdichte unabhängig.

Setzt man nun als Mittelwerte $\frac{k}{\pi} = \frac{3}{8}$, $\Lambda = 6$, $c_{w\infty} = 0{,}0256$, so folgt für die Steigzahl, abhängig von der Auftriebszahl:

$$\varkappa = \frac{c_{w\infty}}{c_a^{1,5}} + \frac{k}{\pi\cdot\Lambda}\cdot c_a^{0,5} = \frac{0{,}0256}{c_a^{1,5}} + \frac{c_a^{0,5}}{16}\,. \tag{6}$$

Durch Multiplizieren mit der Einheitsgeschwindigkeit[4]) v_e erhält man die Sinkgeschwindigkeit[4]) abhängig von der Bahngeschwindigkeit:

$$\begin{aligned} w_s = \varkappa\cdot v_e &= \frac{c_{w\infty}}{c_a^{1,5}}\cdot v_e + \frac{k}{\pi\cdot\Lambda}\cdot c_a^{0,5}\cdot v_e \\ &= c_{w\infty}\frac{v^3}{v_e^2} + \frac{k}{\pi\cdot\Lambda}\cdot\frac{v_e^2}{v} = 0{,}0256\,\frac{v^3}{v_e^2} + \frac{1}{16}\cdot\frac{v_e^2}{v}\,. \end{aligned} \tag{7}$$

Nach Gln. (2) bis (5) ergibt sich:

$$(c_a)_{\varepsilon\,=\,Min} = 0{,}64\,, \tag{8}$$

$$(c_a)_{\varkappa\,=\,Min} = 0{,}64\cdot\sqrt{3} = 1{,}1085\,, \tag{9}$$

$$\varepsilon_{min} = 0{,}08\,, \tag{10}$$

$$\varkappa_{min} = 0{,}2\cdot\frac{\sqrt[4]{3}}{3} = 0{,}0877\,. \tag{11}$$

Die Geschwindigkeit im Waagerechtflug folgt aus Gl. (7), wenn man die Sinkgeschwindigkeit w_s durch die Hubgeschwindigkeit w_h[5]) ersetzt. Die wirtschaftliche Flughöhe ist die, in der diese Geschwindigkeit gleich der für die kleinste Gleitzahl nach Gl. (2) oder (8) ist. Für die Flächenbelastung $G/F = 120$ kg/m², also $v_{e0} = 4\sqrt{120} = 43{,}8$ m/s $= 157{,}7$ km/h, gilt unter der Annahme, daß eine Motorleistung entsprechend der Hubgeschwindigkeit w_h zur Verfügung steht:

$$w_h = \varepsilon_{\min}\cdot v = 0{,}08\,v\,, \tag{12}$$

andererseits:

$$v = \frac{v_e}{\sqrt{c_a}} = \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho}}\cdot\frac{v_{e0}}{\sqrt{c_a}}\,, \tag{13}$$

also zum Berechnen der wirtschaftlichen Höhe:

$$\frac{\varrho}{\varrho_0} = \frac{v_{e0}^2}{c_a}\cdot\frac{1}{v^2} = \frac{16\cdot 120}{0{,}64}\cdot\frac{1}{v^2} = \frac{3000}{v^2}\,. \tag{14}$$

Das Verhältnis der Höhenleistung zur Bodenleistung eines Motors ist aus Zahlentafel 1 zu entnehmen.

Für die Luftschraube gleichbleibender Drehzahl soll zwischen der Höchstgeschwindigkeit und der Geschwindigkeit kleinsten Leistungsbedarfs der beste Wirkungsgrad gesichert sein. Die Spitzengeschwindigkeit möge 282 m/s nicht überschreiten; für die Fluggeschwindigkeit 506 km/h = 140,6 m/s ist also der Fortschrittsgrad $\lambda = 5{,}7$, $\frac{v}{n\,D} = 1{,}8$, daher $n\,D = 78$ m/s. Für die Leistungszahl der NACA-Berichte, die sich von der deutschen $k_l = \frac{8\,N}{\pi^4\,\varrho\,n^3\,D^5}$ durch Fortfall des Fak-

---

[1]) *Frei nach G. Arturo Crocco: Equazioni concettuali della meccanica del volo; Aerotecn. Bd 20, N 7/8 (VII/VIII 40), S 538/580. Der Aufsatz wurde gekürzt; zahlreiche Druck- und Rechenfehler wurden berichtigt. Für die zusammengesetzten Ausdrücke des Aufsatzes wurden andere, in der deutschen Flugmechanik übliche, eingeführt. Die Zahlenangaben sind aus der Quelle übernommen.*

[2]) *Die Formelzeichen entsprechen den Falu-Normen. Für die zusammengesetzten Ausdrücke vgl. z. B. E. Everling und Horst Müller: Mechanik des Motor- und Segelfluges; Sammlung Göschen N 841, Leipzig und Berlin 1936.*

[3]) *S. Quelle der Anm. 2, S 51, Gl. (31).*

[4]) *Der Leistungsbedarf der Gewichtseinheit ist gleich der „Sinkgeschwindigkeit" w_s im Gleitflug ohne Leistungszufuhr, andererseits (nach Anm. 3) gleich der Steigzahl mal der „Einheitsgeschwindigkeit" v_e:*

$$w_s = \varkappa\cdot v_e = \varkappa\cdot\sqrt{\frac{2}{\varrho}\cdot\frac{G}{F}} = \varepsilon\cdot v\,.$$

Die Einheitsgeschwindigkeit [s. Quelle der Anm. 2, Gln. (28) und (29), S 50] ist die Geschwindigkeit, bei der $c_a = 1$ ist; umgekehrt ist $v = \frac{v_e}{\sqrt{c_a}}$. Für die Einheitsgeschwindigkeit am Boden v_{e0} gilt: $v_e = \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho}}\cdot v_{e0}$.

[5]) *Die „Hubgeschwindigkeit" w_h ist die verfügbare Leistung je Gewichtseinheit [s. Quelle der Anm. 2, Gl. (36), S 56]:*

$$w_h = \frac{\eta\,N}{G}\,.$$

Im Waagerechtflug sind erforderliche und verfügbare Leistung gleich, also die Hubgeschwindigkeit w_h gleich der Sinkgeschwindigkeit w_s (s. Anm. 4).

Zahlentafel 1

Verhältnis der Höhenleistung zur Bodenleistung eines Motors

Flughöhe km	Für eine Nennleistungshöhe (km) von 0,0	3,5	4,0	4,5	5,0	5,5	6,0
0,0	**1,000**	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
0,5	0,947	1,015	1,015	1,015	1,015	1,015	1,015
1,0	0,897	1,030	1,030	1,030	1,030	1,030	1,030
1,5	0,849	1,045	1,045	1,045	1,045	1,045	1,045
2,0	0,803	1,060	1,060	1,060	1,060	1,060	1,060
2,5	0,759	1,075	1,075	1,075	1,075	1,075	1,075
3,0	0,717	1,090	1,090	1,090	1,090	1,090	1,090
3,5	0,676	**1,105**	1,105	1,105	1,105	1,105	1,105
4,0	0,638	1,042	**1,120**	1,120	1,120	1,120	1,120
4,5	0,601	0,981	1,055	**1,135**	1,135	1,135	1,135
5,0	0,566	0,924	0,994	1,069	**1,150**	1,150	1,150
5,5	0,533	0,870	0,936	1,007	1,083	**1,165**	1,165
6,0	0,501	0,817	0,880	0,946	1,018	1,095	**1,180**
6,5	0,471	0,768	0,827	0,890	0,957	1,029	1,109
7,0	0,442	0,720	0,776	0,835	0,898	0,966	1,041
7,5	0,414	0,674	0,727	0,782	0,841	0,905	0,975
8,0	0,388	0,631	0,681	0,733	0,788	0,848	0,914
8,5	0,363	0,590	0,637	0,686	0,738	0,793	0,855
9,0	0,340	0,552	0,597	0,642	0,691	0,743	0,801
9,5	0,318	0,516	0,558	0,601	0,646	0,695	0,749
10,0	0,296	0,480	0,520	0,559	0,601	0,647	0,697

tors $\frac{8}{\pi^4}$ unterscheidet, ergibt sich mit diesen Werten beim Flug in 4 km Höhe, also bei einer Luftdichteabnahme auf zwei Drittel, für einen 1000 PS-Motor und einen Schraubendurchmesser von 3,05 m:

$$\chi = 0{,}2.$$

Geht man damit in die Kennlinien für die Schraube NACA 5868—9 mit 2, 3 oder 4 Flügeln, so ergibt sich ein Steigungswinkel (bei $^3/_4$ Halbmesser) von 46° bzw. 42° bzw. 40°. Der Kennpunkt für die halbe Geschwindigkeit liegt aber für zwei oder drei Schraubenflügel bereits im kritischen Gebiet. Es kommt also eine vierflügelige Schraube in Frage. Die Wirkungsgradkurve liefert für die Höchstgeschwindigkeit 83 %; angenommen werden 76 %. Dieser Wirkungsgrad kann nun von der Geschwindigkeit unabhängig angenommen werden und liefert die Hubgeschwindigkeit[5]) für die gewünschte Flughöhe.

Aus Gl. (7) folgt für die Höchstgeschwindigkeit:

$$\begin{aligned} v^4_{max} - v_{max} \cdot w_h \cdot \frac{v_e^2}{c_{w\infty}} + \frac{k}{\pi \cdot \Lambda} \cdot \frac{v_e^4}{c_{w\infty}} \\ = v^4_{max} - v_{max} \cdot w_h \cdot \frac{v_e^2}{0{,}0256} + \frac{v_e^4}{0{,}4096} = 0\,. \end{aligned} \tag{15}$$

Das von v_{max} freie Glied der Gl. (15) ist nach Gl. (2) die vierte Potenz[4]) der wirtschaftlichen Geschwindigkeit, nämlich der für kleinste Gleitzahl. Bezeichnet man sein Verhältnis zur Höchstgeschwindigkeit mit $\sqrt[4]{j}$, so läßt sich Gl. (15) schreiben:

$$v_{max}^3 = \frac{w_h\, v_e^2}{c_{w\infty}\,(1+j)} = \frac{w_h\, v_e^2}{(c_w)_{v\,=\,Max}}\,; \tag{16}$$

der rechte Ausdruck gibt die Höchstgeschwindigkeit abhängig vom Kleinstwiderstand. Da andererseits nach Gln. (2) und (15):

$$v_{max}^4 = \frac{v_e^4}{j \cdot (c_a^2)_{\varepsilon\,=\,Min}} = \frac{k}{\pi \cdot \Lambda} \cdot \frac{v_e^4}{j \cdot c_{w\infty}} = \frac{v_e^4}{j \cdot 0{,}8^4}\,, \tag{17}$$

so ergibt sich durch Ausschalten von v_{max} aus Gln. (16) und (17) sowie mit Rücksicht auf Gln. (2) und (4):

$$\begin{aligned} \frac{2\,j^{3/4}}{1+j} = 2\,\frac{v_e}{w_h} \cdot \left(\frac{k}{\pi \cdot \Lambda}\right)^{3/4} \cdot c_{w\infty}{}^{1/4} = \frac{v_e}{w_h} \cdot \frac{\varepsilon_{min}}{\sqrt{(c_a)_{\varepsilon=Min}}} \\ = \frac{v_e}{w_h} \cdot (\varkappa)_{\varepsilon\,=\,Min} = \frac{(\varkappa)_{\varepsilon\,=\,Min}}{\varkappa}\,. \end{aligned} \tag{18}$$

Zahlentafel 2

Höhenleistung im Verhältnis zur Bodenleistung mal Wurzel aus dem Luftdichteverhältnis

Flughöhe km	Für die Nennleistungshöhe, km 4,0	4,5	5,0	5,5	6,0
0,0	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000
1,0	0,981	—	—	—	—
2,0	0,961	—	—	—	—
3,0	0,939	—	—	—	—
4,0	0,916	—	—	—	—
4,5	0,840	0,904	—	—	—
5,0	0,770	0,829	0,891	—	—
5,5	0,706	0,760	0,817	0,879	—
6,0	0,646	0,694	0,747	0,803	0,866
6,5	0,590	0,635	0,683	0,734	0,791
7,0	0,538	0,579	0,623	0,670	0,722
7,5	0,490	0,527	0,567	0,610	0,657
8,0	0,446	0,480	0,516	0,555	0,598
8,5	0,405	0,436	0,469	0,504	0,543
9,0	0,368	0,396	0,426	0,458	0,494
9,5	0,334	0,360	0,387	0,416	0,448
10,0	0,302	0,324	0,349	0,375	0,404

Dies ist aber der Kehrwert der Überlastbarkeit[6]), nämlich das Verhältnis der Sinkgeschwindigkeit bzw. Leistung bei bester Gleitzahl zu der bei Höchstgeschwindigkeit. Nach dem Stand von 1940 liegt $(\varkappa)_{\varepsilon\,=\,Min} = 2\left(\frac{k}{\pi \cdot \Lambda}\right)^{3/4} \cdot c_{w\infty}{}^{1/4}$ zwischen 0,071 und 0,119; für die früheren Zahlenwerte $\Lambda = 6$, $c_{w\infty} = 0{,}0256$ folgt aus Gln. (10) und (8): $(\varkappa)_{\varepsilon=Min} = 0{,}10$.

In der wirtschaftlichen Höhe ist $j = 1$; also hat jeder Teil von Gl. (18) den Wert 1, oder mit den Bodenwerten v_{e0}, w_{h0}, ϱ_0 und N_0:

$$\frac{v_{e0}}{w_{h0}} \cdot (\varkappa)_{\varepsilon\,=\,Min} = \sqrt{\frac{\varrho}{\varrho_0}} \cdot \frac{N}{N_0}\,. \tag{19}$$

Den Wert der rechten Seite von Gl. (19) gibt Zahlentafel 2.

In der Gipfelhöhe hat die Steigzahl $\varkappa$ oder die Sinkgeschwindigkeit, d. h. der Leistungsbedarf, den kleinsten Wert; er ist nach den Folgerungen hinter Gl. (5) um ein Achtel geringer als der für beste Gleitzahl. Jeder Teil von Gl. (18) nimmt also im günstigsten Falle den Wert $\frac{3}{2\sqrt[4]{3}} = 1{,}140$ an; das gibt $j = 3$, $\sqrt[4]{j} = 1{,}3161$ als obere Grenze für das Verhältnis der wirtschaftlichen Geschwindigkeit zur Fluggeschwindigkeit (hier in Gipfelhöhe).

Fällt die Hälfte der Motoren aus und werden die untätigen Schrauben in Segelstellung gebracht, so haben alle Teile von Gl. (18) den Wert 0,5 für beste Gleitzahl bzw. $0{,}5 \cdot 1{,}14 = 0{,}57$ als obere Grenze für kleinste Steigzahl; dem entspricht $j = 0{,}201$ bis $0{,}254$ und $\sqrt[4]{j} = 0{,}67$ bis $0{,}69$.

Den allgemeinen Zusammenhang zwischen dem Verhältnis der wirtschaftlichen Geschwindigkeit zur Fluggeschwindigkeit $\sqrt[4]{j}$, j selbst und jedem Teil von Gl. (18) gibt Zahlentafel 3.

---

[6]) *In Gl. (18) rechts ist* $\varkappa = \frac{w_h}{v_e}$ *die „Flugzahl", d. h. die Steigzahl, die für Waagerechtflug eingehalten werden muß. Sie hängt von Schraubenwirkungsgrad, Luftdichte, Leistungs- und Flächenbelastung ab. Ihr Verhältnis zur kleinsten Steigzahl — oder angenähert zur Steigzahl bei bester Gleitzahl — ist die Überlastbarkeit des Flugzeuges. Der Fehler der Annäherung beträgt höchstens 14 %, s. Zahlentafel 2, Ende.*

Zahlentafel 3

Kehrwert der Überlastbarkeit $\frac{2j^{3/4}}{1+j}$, abhängig vom Verhältnis der Geschwindigkeit für beste Gleitzahl zur Fluggeschwindigkeit, $\sqrt[4]{j}$.

$\sqrt[4]{j}$	j	$\frac{2j^{3/4}}{1+j}$	$\sqrt[4]{j}$	j	$\frac{2j^{3/4}}{1+j}$	$\sqrt[4]{j}$	j	$\frac{2j^{3/4}}{1+j}$
0,44	0,0375	0,164	0,66	0,1897	0,483	0,88	0,5997	0,852
0,46	0,0448	0,186	0,68	0,2138	0,518	0,90	0,6561	0,880
0,48	0,0531	0,210	0,70	0,2401	0,553	0,92	0,7164	0,907
0,50	0,0625	0,235	0,72	0,2687	0,588	0,94	0,7808	0,933
0,52	0,0732	0,262	0,74	0,2999	0,624	0,96	0,8493	0,957
0,54	0,0850	0,290	0,76	0,3336	0,658	0,98	0,9224	0,979
0,56	0,0983	0,320	0,78	0,3702	0,693	1,00	1,0000	1,000
0,58	0,1132	0,350	0,80	0,4096	0,727	1,10	1,4641	1,080
0,60	0,1296	0,382	0,82	0,4521	0,759	1,20	2,0736	1,124
0,62	0,1478	0,415	0,84	0,4979	0,791	Grenzwerte:		
0,64	0'1678	0,449	0,86	0,5470	0,822	1,316	3,0000	1,140

Aus der **P o l a r e** läßt sich nun auffallenderweise nicht das Geschwindigkeitsverhältnis $\sqrt[4]{j}$, sondern seine vierte Potenz j abgreifen. Nach Gln. (15) und (16) ist nämlich:

$$j = \frac{v_e^4}{v_{max}^4}\cdot\frac{k}{\pi\cdot\Lambda}\cdot\frac{1}{c_{w\infty}} = \frac{k}{\pi\cdot\Lambda}\cdot\frac{(c_a^2)_{v=Max}}{c_{w\infty}} = \frac{(c_w)_{v=Max}-c_{w\infty}}{c_{w\infty}}\,. \tag{20}$$

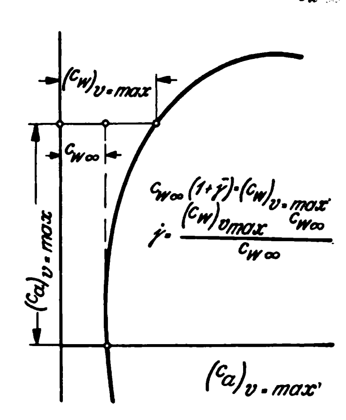
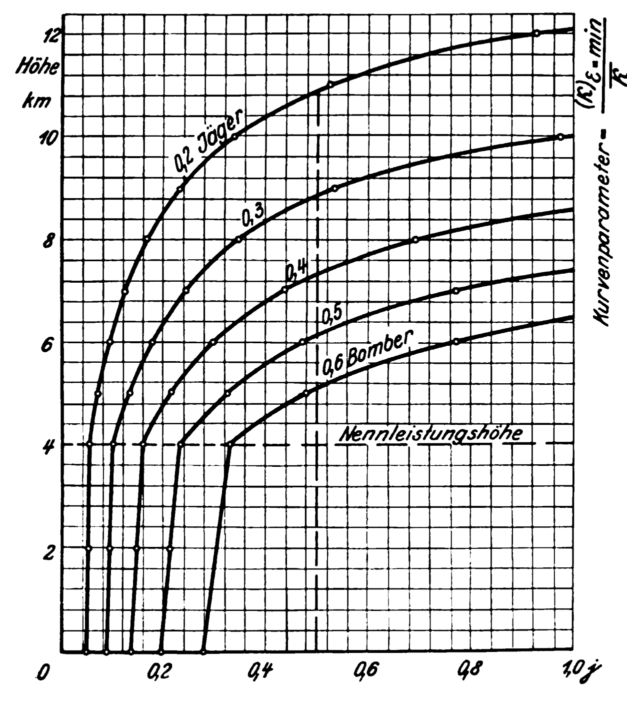


Abb. 1 (links). Wenn der Punkt C der Polare der Höchstgeschwindigkeit entspricht, so ist $BC : AB = j$, gleich der vierten Potenz des Verhältnisses von wirtschaftlicher und Höchstgeschwindigkeit

Abb. 2 (unten). Vierte Potenz des Verhältnisses wirtschaftliche Geschwindigkeit zu Höchstgeschwindigkeit j, abhängig von der Flughöhe, für verschiedene Überlastbarkeit



Zieht man also durch den Schnittpunkt der Polare mit der Achse $c_a = 0$ die Parallele zur c_a-Achse, so teilt diese die Abszisse in der Höhe $(c_a)_{v=Max}$ im Verhältnis j, s. Abb. 1.

Ebenso wie die **Ü b e r l a s t b a r k e i t** hängt j von Flächen- und Leistungsbelastung, Luftdichte und Schraubenwirkungsgrad sowie von der Steigzahl ab, und zwar in der Verbindung, die durch Gl. (18) gegeben wird. Die Überlastbarkeit ist aber ein Maß für den Leistungs- oder Auftriebsüberschuß, also für das zulässige Mehrgewicht, etwa durch Lufttanken oder Eisansatz, für die Drosselbarkeit des Motors, für die Steig- und Beschleunigungsfähigkeit, für die Gipfelhöhe und Wendigkeit; das gleiche gilt für j. Flugeigenschaften und Flugleistungen verschiedener Flugzeuge sind also streng genommen nur dann vergleichbar, wenn sie denselben Wert j haben. Dessen Abhängigkeit von der Höhe für verschiedene Überlastbarkeit gibt Abb. 2.

Das Verhältnis der **S t u r z f l u g - E n d g e s c h w i n d i g k e i t** $\frac{v_e}{\sqrt{c_{w\infty}}}$ zur **H ö c h s t g e s c h w i n d i g k e i t**, die sich aus Gl. (17) ergibt, ist nach Gl. (4):

$$\frac{v_{end}}{v_{max}} = \frac{v_e}{\sqrt{c_{w\infty}}}\cdot\sqrt[4]{j}\cdot\sqrt[4]{c_{w\infty}\frac{\pi\cdot\Lambda}{k}} = \sqrt[4]{j}\cdot\sqrt{\frac{\varepsilon_{min}}{2}}\,. \tag{21}$$

Vermindert sich die Geschwindigkeit von v_{max} auf $v = x\cdot v_{max}$, so wird das Gleichgewicht von Widerstand W und Schraubenzug S gestört. Der Unterschied beider, bezogen auf das Gewicht G, ist:

$$\begin{aligned}\Theta &= \frac{S-W}{G} = \frac{w_h}{v} - c_{w\infty}\frac{v^2}{v_e^2} - \frac{k}{\pi\cdot\Lambda}\cdot\frac{v_e^2}{v^2}\\ &= (c_w)_{v=Max}\cdot\frac{v^3_{max}}{v_e^2\cdot v} - c_{w\infty}\cdot\frac{v^2}{v_e^2} - \frac{k}{\pi\cdot\Lambda}\cdot\frac{v_e^2}{v^2}\\ &= c_{w\infty}(1+j)\frac{v^2_{max}}{v_e^2\cdot x} - c_{w\infty}\cdot\frac{x^2\cdot v^2_{max}}{v_e^2} - \frac{k}{\pi\cdot\Lambda}\cdot\frac{v_e^2}{x^2\cdot v^2_{max}}\\ &= c_{w\infty}\frac{v^2_{max}}{v_e^2}\left(\frac{1+j}{x} - x^2 - \frac{j}{x^2}\right) = \frac{v^2_{max}}{v^2_{end}}\,\vartheta(x)\,,\end{aligned} \tag{22}$$

wo $\vartheta(x)$ eine Abkürzung für den Klammerausdruck ist; dabei ist $(1+j)$ nach Gl. (16), j nach Gl. (20) eingeführt worden; w_h wird nach Gl. (16) durch v^3_{max} ersetzt.

Durch Multiplizieren mit v folgt daraus der Unterschied zwischen der vorhandenen und der geforderten Leistung, bezogen auf die Gewichtseinheit[5]):

$$\begin{aligned}\psi &= x\cdot v_{max}\cdot\Theta = c_{w\infty}\frac{v^3_{max}}{v_e^2}\left(1+j-x^3-\frac{j}{x}\right)\\ &= \frac{v^3_{max}}{v^2_{end}}\cdot x\cdot\vartheta(x) = \frac{w_h}{1+j}\cdot x\cdot\vartheta(x)\,,\end{aligned} \tag{23}$$

wo $(1+j)$ und w_h wiederum nach Gl. (16) eingeführt wurden. Der Größtwert von $x\cdot\vartheta(x)$ liegt bei $x = \sqrt[4]{\frac{j}{3}}$ und beträgt:

$$\begin{aligned}[x\cdot\vartheta(x)]_{max} &= 1+j-\frac{4}{3}\sqrt[4]{3}\cdot j^{3/4}\\ &= (1+j)\left(1-\frac{1}{1{,}14}\cdot\frac{2j^{3/4}}{1+j}\right),\end{aligned} \tag{24}$$

wo der letzte Bruch die linke Seite von Gl. (18) wiedergibt.

Aus Gl. (22) ergeben sich nun die Beziehungen für den **b e s c h l e u n i g t e n W a a g e r e c h t f l u g**:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{v\cdot dv}{ds} = g\cdot\Theta = g\,\frac{v^2_{max}}{v^2_{end}}\,\vartheta(x)\,. \tag{25}$$

Führt man als Längeneinheit die „Fallhöhe" v^2_{end}/g, als Zeiteinheit das Verhältnis der Fallhöhe zur Höchstgeschwindigkeit v_{max} ein, so folgen aus Gl. (25) die bezogene Zeit und die bezogene Strecke als Quadraturen, die außer der Veränderlichen x nur noch j enthalten.

Bei Geschwindigkeitsänderungen im Waagerechtflug verhalten sich also die Strecken wie die Quadrate der Einheits-

FORSCHUNGS-KURZBERICHTE

Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S = Seiten, Sp = Spalten, L = Lichtbilder, Sk = Skizzen, Sb = Schaubilder, Z = Zahlentafeln, F = Formelrechnungen, f = ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Ausrüstung

Elektrische Leitungen im Flugzeug und ihr Gewicht. P 46

E. Rühlemann: Leitungsgewichte im Flugzeug; Flughafen Bd 9, N 4 (IV 41), S 3/5 (4½ Sp, 3 L, 4 Sb).

Bei dem großen Umfang des Leitungsnetzes in neuzeitlichen Flugzeugen muß man das Gewicht drücken und Heimstoffe benutzen. Aluminium statt Kupfer kommt wegen der mechanischen Beanspruchung und der Korrosion an den tausenden Klemmstellen nur für die großen Leitungsquerschnitte in Frage. Dagegen sind für die Isolation gewisse Heimstoffe den Sparstoffen Gummi und Lack sogar überlegen. — Für ein Dornierflugzeug ergab sich, daß die kleinen Querschnitte bis zu 1,5 mm² bereits 91,4 % der gesamten Länge, aber nur 61,5 % vom gesamten Gewicht der Leiter ausmachen, darunter zwei Drittel der Länge allein der Querschnitt 0,75 mm²; der Rest von 1/10 bzw. 4/10 kommt auf die Größen von 2,5 mm² und mehr. Die Isolation wiegt ebensoviel wie das Kupfer; bei kleinen Querschnitten ist ihr Anteil größer. Ersetzt man sie durch Heimstoffe, so spart man 10,4 % vom gesamten Leitungsgewicht. E. Foku 41 08 01

Betriebsstoffe

Jodzahl-Bestimmung bei Flieger-Kraftstoffen und Rizinus. G 11-3

A. Mora Agues und E. Blasco Santiago; Sobre la determinación del número de iodo en gasolinas de Aviación y aceite de ricino; Revista de Aeronautica Bd 2 (2), N 2 (I 41), S 103/108 (12 Sp, 3 Sb, 7 Z).

Die mangelnde Sättigung oder Doppelbindung von Kohlenwasserstoffen kann durch Anlagern von Halogenen bestimmt werden. Für Texas- und Cepsa-Benzin sowie Rizinus wurde die Jodzahl so nach verschiedenen Verfahren ermittelt. — Das Verfahren von Hanus, Jodmonobromür in Essigsäure und mit $CHCl_3$ als Lösungsmittel für den Kraftstoff, liefert gleichbleibende Werte schon nach einigen Minuten; etwas länger braucht man nach Kaufmann und Grosse-Oetringhaus beim Zusatz von JSCN in CCl_4, wobei Na_2SO_4 als Lösungsmittel dient. Auch das Verfahren nach Grosse-Oetringhaus mit Jodmonochlorür in Methanol ist verwendbar. Längere Zeit braucht das mit Jodmonobromür, es scheidet daher aus, ebenso die Verfahren von Hübl und Wys mit alkoholischer Jodlösung bzw. Jodmonochlorür in Essigsäure. E. Foku 41 08 02

Festigkeit

Kerbewirkungszahl und Lastspielzahl. A 22 3

H. Bürnheim: Über den Einfluß von Bohrungen mit Gewinden und Kerbverzahnungen auf die Zeit- und Dauerfestigkeit von Leichtmetall-Flachstäben; Lufo Bd 18, Lfg 2/3 (29 III 41), S 102/106 (10 Sp, 5 L, 6 Sk, 6 Sb, 3 Z).

Dauerversuche an Flachstäben aus Leichtmetall mit unbelasteten freien Bohrungen und mit bolzenbelasteten Bohrungen ergaben, daß die Kerbwirkung durch Gewinde und vor allem durch Kerbzähne in den Bohrungen vergrößert wird, vor allem bei den belasteten Bohrungen. E. Foku 41 08 03

Kreisringspante gleichbleibender Biegesteifheit mit Einzellasten. A 22 42

H. Fahlbusch und W. Wegner: Berechnung der Beanspruchung kreisförmiger Ringspante; Lufo Bd 18, N 4 (22 IV 41), S 122/127 (10½ Sp, 22 Sk, 11 Sb, F).

Die Beanspruchungen kreisförmiger Ringspante für dünnwandige Schalen lassen sich für gleichbleibende Biegesteifheit und endliche Spantquerschnittshöhe ermitteln, wenn die Querschnittshöhe gegenüber dem Spanthalbmesser klein ist und die Querschnitte eben bleiben. Dann verhält sich der gekrümmte Stab wie ein gerader. E. Foku 41 08 04

Flugströmungslehre

Dynamische Längsstabilität mit losem Ruder. P 31 71

R. Schmidt: Ergebnisse einiger systematischer Flugversuche über die dynamische Längsstabilität mit losem Ruder; Lufo Bd 18, N 5 (28 V 41), S 169/173 (8½ Sp, 2 Sk, 12 Sb, 1 Z, F).

Für die dynamische Stabilität ist es nicht gleichgültig, ob durch eine Massenkraft oder durch eine Federkraft stabilisiert wird. Bei Flugmessungen wurde eine massefreie Staudruckstabilisierung durch eine Feder erzeugt, die über eine Kurvenscheibe mit dem Höhensteuer verbunden war. Dabei war die Schwingungsdauer verkürzt, die Dämpfung erheblich kleiner. E. Foku 41 08 05

Abwind am Leitwerk. P 31 11

G. Braun und H. Scharn: Kurventafeln zur Abkürzung der Abwindrechnung nach Multhopp und zwei Anwendungsbeispiele; Lufo Bd 18, N 5 (28 V 41), S 179/183 (8 Sp, 4 Sk, 6 Sb, 7 Z, F).

Der Abwind hinter Tragflügeln wird nach Multhopp in mehreren Schritten berechnet. Der Zeitaufwand kann durch Kurventafeln auf die Hälfte verkürzt werden. E. Foku 41 08 06

Funk

Gefahren bei ZZ-Landungen durch Wolkeneinflüsse auf den Peilstrahl. P 53 53

Guidantonio Ferrari: Un grave pericolo per l'atterraggio „ZZ": L'effetto nube; Riv. aeron. Bd 16, N 11 (XI 40), S 203/213 (10½ S, 3 Sk, 2 Sb).

Bei Funklandungen nach dem ZZ-Verfahren bilden innerhalb der hindernisfreien Schneise die Ab- und Anflugrichtung einen Winkel von etwa 8°. Der Flieger erhält die letzte Peilung 1 min vor dem Befehl zum Durchstoßen durch die Wolken. Selbst wenn Peilgeräte und Messungen richtig sind, kann die Krümmung des Peilstrahls durch Wolkeneinfluß die Landung gefährden. Dieser Einfluß macht sich vor allem in der Nähe von Bergen bemerkbar; dort ist die Ausdehnung der Wolken begrenzt. Darauf muß bei der Anlage der Flugplätze mit ZZ-Landeeinrichtung geachtet werden. Die Lorenz-Bake und andere Verfahren sind von dieser Gefahrenquelle frei. E. Foku 41 08 07

---

geschwindigkeiten, die Zeiten wie die Einheitsgeschwindigkeiten selbst, wenn bei verschiedenen Flugzeugen Rand- und Restwiderstand sowie j übereinstimmen. Auch der Verlust an Flugstrecke infolge einer Geschwindigkeitsänderung ist unter diesen Voraussetzungen dem Quadrat der Einheitsgeschwindigkeit verhältig.

Zum Schluß sei die Grundvoraussetzung dieser Betrachtungen nochmals hervorgehoben: Nach Gl. (1) zerfällt der gesamte Flugwiderstand in den Randwiderstand, der vom Quadrat der Auftriebszahl abhängt, und den Restwiderstand (für unendliche Spannweite), der vom Auftrieb unabhängig angenommen wird. Gl. (1) besagt also, daß die Polare eine Parabel symmetrisch zu $c_a = 0$ mit den Scheitelkoordinaten 0, $c_{w\infty}$ ist, die durch den Punkt $c_a = 1$, $c_w = c_{w\infty} + k/\pi \cdot \Lambda$ geht. Die wirklichen Flugzeugpolaren entsprechen dieser Bedingung nur, wenn man für die Flügelstreckung einen kleineren Wert einsetzt oder einfacher k etwas größer annimmt. *Everling.*

Mechanik

Schmierzustand zwischen Schwimmreibung und Verschleißreibung. A 35 3

E. Heidebroek und E. Pietsch: Untersuchungen über den Schmierzustand in der Grenzreibung; Forschung Bd 12, N 2 (III/IV 41), S 74/87 (14 S, 6 L, 4 Sk. 17 Sb, 2 Z, F).

Wenn die Grenzschicht zwischen zwei geschmierten Flächen so eng wird, daß die Oberflächenkräfte die Molekellage beeinflussen, so wird der Schmierfilm quasikristallin. Der Begriff der Zähigkeit reicht dann nicht mehr aus. Dieser Zustand ist sehr häufig. Durch Zerreiß- und Andrückversuche lassen sich die Eigenschaften klären. Die Zerreißzeiten steigen mit der Andrückzeit nur so lange, bis der Kontaktpunkt erreicht ist. E. Foku 41 08 08

Reglerdämpfung. K 35 3

H. Garthe: Ausgewählte Regelprobleme aus dem Gebiet der kontinuierlichen Regelung; Forschung Bd 12, N 2 (III/IV 41), S 88/99 (12 S, 1 L, 6 Sk, 10 Sb, F).

Nach der Differentialgleichung der harmonischen Schwingung erzielt man Dämpfung, wenn man den Wendepunkt im zeitlichen Verlauf der Regelgröße, dargestellt durch ihre verhältnismäßige Abweichung vom Mittelwert, verschiebt. Das gelingt entweder durch Zusatzdämpfung oder bei Regelstrecken mit Eigendämpfung; im zweiten Fall ist der Kurvenverlauf der gleiche wie bei Dämpfung nach dem Differentialquotienten. Integralregler, deren Meßwerk nur das Integral des zu regelnden Zustandes bestimmt, erfordern meist zwei Dämpfeinrichtungen, von denen eine eine starre Rückführung sein kann. Beim Zustandsregler mit Impulsverzögerung genügt eine Dämpfeinrichtung. E. Foku 41 08 09

Meßtechnik

Stroboskopische Frequenzmessung. C 29

F. Walter: Mathematisch-physikalische Theorie des Stroboskops und Folgerungen für die praktische Anwendung; Forschung Bd 12, N 2 (III/IV 41), S 100/105 (6 S, 1 Sk, 2 Sb, 3 Z, F).

Die Theorie der Stroboskop-Erscheinungen zwecks eindeutiger Frequenzmessung gibt die Bedingungen für stillstehende Bilder und deren Vielfachheit, für Schwebungen und Kontraststärke wie für die Verwaschung des Objektes. Das richtige Zusammenfallen der Bilder ist durchaus nicht immer der am besten beobachtbare Zustand. Er ist bei ansteigender Stroboskopfrequenz der letzte, der den Gegenstand ohne Vielfachheit zeigt. Auch ohne Kenntnis der Vielfachheiten erhält man den richtigen Wert durch logarithmisches Auftragen gut beobachteter Frequenzen. E. Foku 41 08 10

Schwingungen der Ringwaage. C 3

H. Weidemann: Zur Theorie der Ringwaage; Lufo Bd 18, N 6 (30 VI 41), S 223/228 (11 Sp, 6 Sk, 6 Sb, F).

Für die Ringwaage, die zum Messen von Luftmengen oder zum Aufzeichnen von Böen verwendet wird, liefert die Schwingungsgleichung — mit der „Trägheit" als Exponent des Strömungsgliedes als Gütemaß — den Bewegungsverlauf. Bei veränderlichen Drücken, z. B. beim Aufzeichnen von Böen, bleibt das Gerät in Schwingweite und Phase hinter schnell veränderlichen Vorgängen zu sehr zurück. E. Foku 41 08 11

Bestimmungen der Unterschiede zweier Hauptträgheitsmomente. C 22

L. Poggi: Idee per un apparato per la determinazione dei momenti d'inerzia differenziali dei velivoli; Aerotecn. Bd 21, N 5/6 (V/VI 41), S 372/377 (5½ S, 2 Sk, F).

Im Gegensatz zu dem Gerät von Ferracane zum Bestimmen der drei Trägheitsmomente selbst (vgl. Foku 41 05 09) mißt man mit der schwingenden Plattform A (s. Abb.) den Unterschied zweier Hauptträgheitsmomente. Der Schwerpunkt *G* des Flugzeuges wird über die senkrechte Welle *C* gebracht. Die Stütze *B* trägt eine waagerechte Achse *y*. Das Laufgewicht *E* wird so eingestellt, daß der Gesamtschwerpunkt in

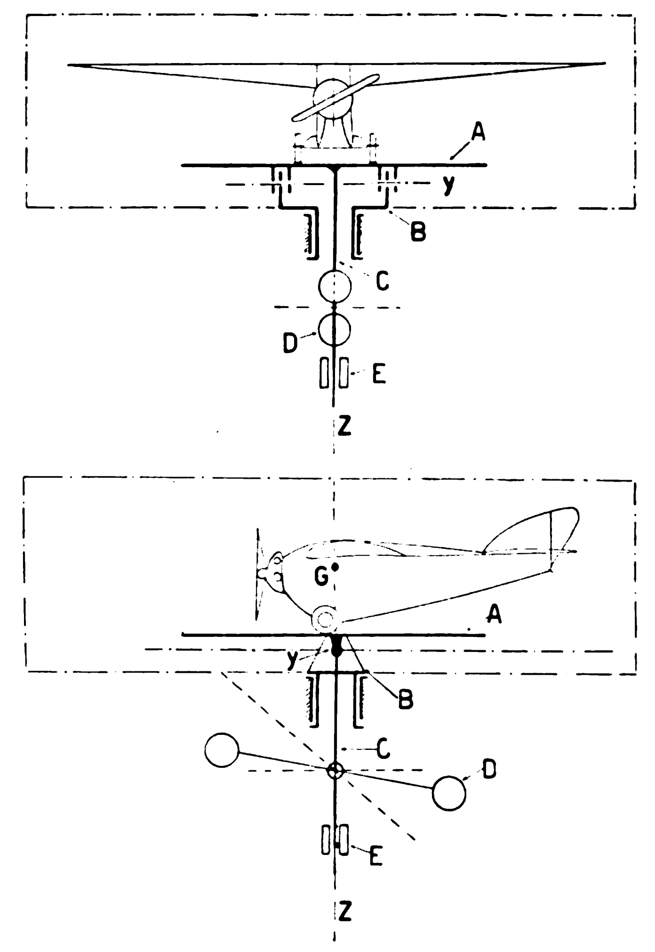


Abb. 1 und 2. Bewegliche Plattform zum Bestimmen der Unterschiede zweier Hauptträgheitsmomente; Erläuterung im Text

der Höhe *y* liegt. Um eine Achse parallel zu *y* schwenken zwei gleiche, aber in der Größe veränderliche Massen *D* beim Einschalten eines Motors, wenn der Winkel zwischen *A* und *B*, die durch eine einstellbare Feder verbunden sind, einige Grad überschreitet. Beim Drehen um die Achse *z* wird das Zentrifugalmoment und daraus der Unterschied der Trägheitsmomente bestimmt, nach einer Änderung des Gerätes — Einschalten eines elastischen Gliedes bei *B* — auch dieses selbst. E. Foku 41 08 12

Motorbau/Strahlantrieb

Wärme-Rückstoßer-Flugzeug. M 7

Emanuele Gambarucci: La termopropulsione; Riv. aeron. Bd 16, N 12 (XII 40), S 481/488 (8 S, 5 Sk, F).

Ein Mittelding zwischen der Luftschraube, die die umgebende Luft nach hinten wirft, und der Rakete, die selbsterzeugtes Gas ausstößt, stellt der Wärme-Rückstoßer dar, der die Luft zum Verbrennen benutzt und die chemische Energie des Kraftstoffs unmittelbar in Wucht umsetzt. Der Wirkungsgrad ist nur bei höherer Geschwindigkeit groß genug. Doch läßt sich die Anordnung von *Stipa*, eine Düse, in deren Kehlquerschnitt eine Luftschraube arbeitet, verallgemeinern: Eine Düse wird durch irgendeine Strömungsquelle, die die Luftgeschwindigkeit erhöht, zum Antriebsmittel. Der Einbau-Wirkungsgrad ist das Verhältnis des Flugzeugwiderstandes mit und ohne Vortrieb; der Strahlwirkungsgrad ergibt sich aus Widerstand mal Fluggeschwindigkeit, geteilt durch die gleiche, um die verlorene Strahlwucht verminderte Größe. Der Wärmewirkungsgrad ergibt sich aus dem Verbrennungsvorgang: Der verengte Teil der Düse dient zum Vorverdichten der Luft, im erweiterten wird das Gemisch verbrannt. Den gleichen Grundsatz verwenden die Kühler mit Verkleidung. Derartige Rückstoßer lassen sich auch an den Enden einer freilaufenden Luftschraube anbringen. E. Foku 41 08 13

Strömungslehre

Unterschallströmung an einem elliptischen Zylinder. A 35 4

Susumu Tomotika und Kô Tamado: Studies on the Subsonic Flow of a Compressible Fluid past an Elliptic Cylinder; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (15), N 201 (XI 40), S 477/551 (65 S, 1 Sk, 5 Sb, 4 Z, F).

Die Strömung einer zusammendrückbaren Flüssigkeit um einen elliptischen Zylinder unterhalb der Schallgeschwindigkeit wurde verschiedentlich untersucht (vgl. Foku 36 07 23, 41 04 19, 41 04 21). Das Ergebnis von *Kaplan* (1938) widerspricht jedoch denen von *Poggi* (1934) und von *Imai* (1938), der eine zweite Näherung gewann. Letzteres wurde nochmals bestätigt. *Taylor* (R. & M. 1159) fand aus der Analogie mit dem elektrischen Strom in einem Blech wechselnder Dicke, daß für einen Kreiszylinder das Näherungsverfahren nur bis zu einer kritischen Machzahl zwischen 0,4 und 0,5 konvergiert. Im Einklang mit dem Versuch berechnete *Imai* für diese Zahl 0,409. Für den elliptischen Zylinder hängt die kritischen Machzahl vom Schlankheitsverhältnis und vom Anstellwinkel ab. Bei dieser Zahl wird die örtliche Schallgeschwindigkeit an einer Stelle des Strömungsfeldes erreicht; sie steht in Beziehung zum Verdichtungswirbel. Der Zusammenhang mit Form und Stellung der Ellipse wurde berechnet. Die Oberflächenbetrachtungen von *Kaplan* wurden dabei auf das ganze Strömungsfeld ausgedehnt. Bei andern Anstellwinkeln als 0° und 90° hat die kritische Machzahl einen Größtwert bei einem bestimmten Schlankheitsverhältnis. Das Moment der Flüssigkeitsdrücke abhängig von der Zusammendrückbarkeit, bezogen auf das Moment in unzusammendrückbarer Flüssigkeit, wächst mit der Machzahl und schwach mit dem Anstellwinkel. E. Foku 41 08 14

Treibschrauben

Fliehkrafteinfluß auf die Biege-Oberschwingungen von Luftschrauben. A 25 42

J. Meyer: Der Fliehkrafteinfluß auf die höheren Biege-Eigenfrequenzen von Luftschrauben bei verschiedenen Anstellwinkeln; Lufo Bd 18, Lfg 1 (28 II 41), S 24/25 (3½ Sp, 1 Sk, F).

Aus der Differentialgleichung des schwingenden Seils im Fliehkraftfeld läßt sich abschätzen, welchen Einfluß die Fliehkraft auf die höheren Eigenfrequenzen von Luftschrauben bei verschiedenen Anstellwinkeln hat. E. Foku 41 08 15

Geräusch beim Flattern von Luftschrauben. A 21 42

Jûichi Obata, Yûzô Matumura, Ryô Kanayama und Yahei Yosida: Acoustical Studies of the Flutter of an Airscrew. (Experiments with Actual Airscrew. Investigations of Airscrew Flutter.) Part II; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (16), N 202 (XI 40), S 553/590 (36½ S, 16 L, 18 Sk, 3 Sb, 12 Z).

Bei Flatterschwingungen von Luftschrauben (vgl. Foku 40 08 12) entsteht ein Geräusch, das ein neues Beispiel für Kombinationstöne darstellt. Das Flattern selbst, das eine Form starker Dreh- und auch Biegeschwingungen darstellt, wird durch plötzliches Ansteigen des Schalles erkannt; es wird seit Einführung dünner Metallluftschrauben und wegen der gesteigerten Motorleistungen häufiger als früher beobachtet. Sein Ursprung wurde mittels des Schallspektrums im Vergleich mit der Eigenschwingungszahl der ruhenden Schraube untersucht: Biegeschwingungen traten kaum auf, wenigstens bei Antrieb durch einen Elektromotor; ihre Frequenz war 115, die der Drillschwingungen 315 und 590.

E. Foku 41 08 16

Werkstoffkunde

Oberflächenhärtung von Metallen. J 7

Late Masaji Goto, Hirosi Asada und Tuneyosi Okamoto: Investigation on the Mechanism of the Cementation of Metals; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd. 15 (14), N 200 (X 40), S 429/476 (47½ S, 55 L, 4 Sk, 14 Sb, 23 Z, F).

Bei der Oberflächenhärtung wird das Metall in den pulverförmigen Zusatzstoff eingebettet. Um zu untersuchen, ob dies auch möglich ist, wenn der Dampfdruck des Metalls wesentlich größer ist als der des Zusatzes, wurden Versuche mit Ni und Ni-Legierungen in Mo-Pulver gemacht, und zwar mit verschiedenen Temperaturen, Einwirkzeiten, Nachvergütungen usw. Die Untersuchung des Ergebnisses mit Mikroskop und Röntgenstrahlen ergab, daß die Härtung erst durch eine zweistufige Wärmebehandlung möglich war. Die Konzentration des Mo ergab sich durch Röntgenanalyse, seine Dichte durch Beizen mit Salzsäure. Die eindiffundierende Mo-Menge wächst entsprechend dem Temperaturanstieg; bei zu großer Hitze wird jedoch der Dampfdruck von Ni so hoch, daß Ni in das Mo übertritt. Unterhalb dieser kritischen Temperatur, z. B. bei 1100°, wird die Oberflächenschicht in etwa 9 h gesättigt; dann läßt sie sich härten, wenn man höher erhitzt. Das Mo dringt 0,22 mm tief ein; die Oberfläche besteht aus reinem Mo. Der berechnete Widerstand gegen HCl ist recht hoch, weil die Oberfläche sehr rauh und daher sehr groß ist. Legierungszusätze von Cr, Cu oder Fe zum Metall erhöhen die kritische Temperatur über 1200°, fördern die Härtung aber nicht. Ni mit 2 % Cr enthielt an der Oberfläche nur etwa 8 % Mo, lieferte also keinen vollkommenen Überzug, sondern eine ternäre Legierung, die gegen HCl beständig ist.

E. Foku 41 08 17

Eisen-Nickel-Aluminium-Legierungen. E 21 13

Syûiti Kiuti: On the Mechanism of a New Transformation, and Some Associated New Reactions in the Iron-Nickel-Aluminium System; Rep. aeron. Res. Inst., Tôkyô Imp. Univ. Bd 15 (17), N 203 (XII 40), S 591/720 (130 S, 542 L, 24 Sk, 33 Sb, 8 Z).

Durch Röntgenuntersuchungen wurde bei dem System Eisen-Nickel-Aluminium eine neue Phase α' entdeckt. Die unstabile γ-Phase in der Oberflächenschicht, die zu Beginn des Glühens entsteht, verschwindet bei längerem Erhitzen und findet sich nicht im Innern des Werkstückes, außer nach 3500 h langem Glühen bei 1000°. Dagegen bestehen die Phasen α und α' nebeneinander. Bei der Aufspaltung von α in $\alpha + \alpha'$ entsteht eine feste Lösung von NiAl. Daneben kommen $\alpha + \gamma$, $\alpha' + \gamma$, $\alpha + \alpha' + \gamma$ vor, deren Übergang und Gleichgewicht durch Ausdehnungsmessungen bestätigt wurde. Die mechanische Härte wird durch die Abspaltung von α' nicht wesentlich beeinflußt, wohl aber die Koerzitivkraft dieser Magnet-Legierung.

E. Foku 41 08 18

Aushärtbare Leichtmetall-Knetlegierungen. E 22 1

W. Bungardt und G. Schaitberger: Über aushärtbare Aluminium-Zink-Magnesium-Knetlegierungen; Lufo Bd 18, Lfg 1 (28 II 41), S 26/31 (11½ Sp, 6 L, 7 Sb, 3 Z).

Versuche mit aushärtbaren Knetlegierungen von Aluminium, Zink und Magnesium, mit Zusätzen an Vanadin und Kupfer, nach Vergütung und Legierung ergaben Festigkeitseigenschaften und Korrosionsverhalten. Kupfergehalt bis zu 1 % ist günstig. Durch höheren Cu-Zusatz wird das allgemeine Korrosionsverhalten verschlechtert.

E. Foku 41 08 19

Ausscheidungen in Leichtmetallen. E 22 1

R. Mechel: Ein Beitrag zur Metallographie der ausscheidungsfähigen Phase $CuAl_2$ in technischen Al-Cu-Mg-Legierungen; Lufo Bd 18, Lfg 2/3 (29 III 41), S 107/110 (8 Sp, 14 L).

In Leichtmetallen aus Al-Cu-Mg-Legierung scheidet sich beim Glühen oberhalb 200° in hochdisperser Form $CuAl_2$ aus. Dessen Anordnung und Menge hängt auch von der Vorbehandlung des Werkstoffs ab. Durch Glühen bei 500° können die Ausscheidungen wieder gelöst werden; beim Schweißen dagegen bilden sie sich nicht zurück.

E. Foku 41 08 20

Zeitabhängigkeit der Eigenschaften geschichteter Kunstharzpreßstoffe. E 5-2

H. Perkuhn: Kriechverhalten geschichteter Kunstharzpreßstoffe; Lufo Bd 18, Lfg 1 (28 II 41), S 32/37 (11½ Sp, 1 L, 2 Sk, 21 Sb, 2 Z).

Geschichtete Kunstharzpreßstoffe mit verschiedenen Harzgehalten und Preßdrücken wurden bei ruhender Last auf Zeitabhängigkeit der Bruchspannung, Kriechverhalten und Dauerstandfestigkeit untersucht. Letztere beträgt etwa 28 % der üblichen Zugfestigkeit, die Spannung, die in 30 Tagen zum Bruch führt, 50 bis 75 %. Die Luftfeuchtigkeit hat bei Langzeitversuchen Einfluß. E. Foku 41 08 21

Roluf Lucht zum 40. Geburtstag

Am 17. August beging der Leitende Chef-Ingenieur des Generalluftzeugmeisters, Generalstabsingenieur *Lucht*, seinen 40. Geburtstag. *Lucht* entstammt einer alteingesessenen schleswig-holsteinischen Familie, er selbst ist in Süderende auf der nordfriesischen Insel Föhr geboren, wo sein erst kürzlich verstorbener Vater als Pastor viele Jahre gewirkt hat. Hier in seiner Heimat liegen die Wurzeln seiner Vitalität und unermüdlichen Schaffenskraft, aber auch seiner überlegenen Ruhe, mit der er die schwierigsten Aufgaben meistert.

Nach dem Schulbesuch in Flensburg in Schleswig studierte er von 1920 bis 1925 an der Technischen Hochschule Berlin Schiff-, Schiffsmaschinen- und Flugzeugbau. Nach Ablegung der Diplom-Ingenieurprüfung besuchte er noch zwei Semester die Universität Kiel, um seine technischen Kenntnisse durch ein Studium der Volkswirtschaftslehre zu ergänzen. In seiner praktischen Tätigkeit als Werkstudent hatte er Gelegenheit, Schiffbau und Seefahrt gründlich kennenzulernen.



Bild: Atelier Conrad

Nach einer kurzen Tätigkeit bei der Rohrbach Metallflugzeug G. m. b. H. trat *Lucht* als Hilfsreferent in das Heereswaffenamt ein. In einer besonderen Abteilung des Amtes und seiner Außenstellen wurden die ersten grundlegenden Arbeiten für den Wiederaufbau der deutschen Luftwaffe geleistet.

Die deutsche Luftfahrt lag geknechtet am Boden, die Luftfahrtindustrie, soweit sie überhaupt noch vorhanden war, konnte nur mit größten Anstrengungen lebensfähig erhalten werden. Alle militärischen Flugzeuge oder Ausrüstungen waren verboten, Abrüstungskommissionen tagten; wer konnte da noch Vertrauen in eine wiedererstehende mächtige deutsche Luftfahrt oder Luftwaffe haben? Es gehörten schon ein ungeheurer Idealismus und Optimismus dazu, überhaupt an die Zukunft der Fliegerei zu glauben. Zu den wenigen Männern der damaligen Zeit, die mit außerordentlicher Schaffenskraft für die Wiedererrichtung der Luftwaffe kämpften, gehörte auch Roluf *Lucht*. Nur wer schon damals mit tätig war, kennt die ungewöhnlichen Schwierigkeiten, die zu überwinden waren. Jede Entwicklung und Erprobung mußte nicht nur dem Auslande sondern auch der eigenen Regierung gegenüber geheim gehalten werden. In dieser Zeit sammelte *Lucht* den Erfahrungsschatz, aus dem er später bei der Durchführung der großen kommenden Aufgaben schöpfen konnte.

Als im Jahre 1936 der damalige Oberst *Udet* vom Reichsmarschall mit der Leitung des Technischen Amtes betraut wurde, wählte er *Lucht* zu einem seiner nächsten Mitarbeiter und ernannte den damaligen Oberstabsingenieur zum Chef-Ingenieur des Technischen Amtes.

Seit jenen Tagen arbeitet der Generalluftzeugmeister mit seinem Chef-Ingenieur in engstem und vertrautem Verhältnis zusammen, wie es für eine ersprießliche, aufbauende Arbeit unumgänglich notwendig ist.

In Anerkennung seiner hervorragenden Leistungen wurde *Lucht* mit Schaffung des Arbeitsbereichs des Generalluftzeugmeisters zum Leitenden Chef-Ingenieur und vom Führer und Oberbefehlshaber der Wehrmacht im Anschluß an den erfolgreichen Abschluß des Westfeldzuges zum Generalstabsingenieur ernannt.

Schon frühzeitig hatte *Lucht* erkannt, daß die Luftwaffe eine technische Waffe ist und als solche nur dann erfolgreich gefördert werden kann, wenn ihre Weiterentwicklung und ihre ständige Einsatzbereitschaft von einem Stamm hochwertiger Ingenieure und Techniker geführt und überwacht werden. Es war sein ganzes Bestreben, dies durch Schaffung des Ingenieur-Korps der Luftwaffe zu erreichen.

Seine besondere Liebe und Betreuung gilt daher den Angehörigen des Ingenieur-Korps, um sie in jenem Geist zu erziehen, der notwendig ist, um die jetzigen und zukünftigen Aufgaben, die an den Ingenieur gestellt werden, zu lösen.

Zur Schaffung einer schlagkräftigen Luftwaffe war vor allem auch ein schneller und großzügiger Aufbau der Luftfahrtindustrie notwendig. Auch hier hat *Lucht* durch seine Organisationsfähigkeit und Schaffenskraft maßgeblichen Anteil.

G. A. Reidenbach.

Kurznachrichten

Neuordnung der Luftfahrtliteratur in Italien. Die bekannten Ausgaben der italienischen Luftfahrtliteratur waren in der dem Luftfahrtministerium angegliederten privaten „Società Anonima Editoriale Aeronautica" vereinigt. Diese Gesellschaft wurde aufgelöst und an ihrer Stelle ein „Ufficio Editoriale Aeronautico" geschaffen, das unmittelbar durch das Luftfahrtministerium überwacht wird. Das neue Amt für Luftfahrtliteratur arbeitet praktisch bereits seit dem 1. Juli 1940. An seiner Spitze steht Brigadegeneral Amadeo *Mecozzi*. Bei der Zeitschrift „Ala d'Italia" wurde der bisherige Leiter Federico *Valli* durch den Schriftleiter Adone *Nosari* ersetzt.

Seit Juni erscheint ferner eine neue, reich bebilderte Zeitschrift „Ali di Guerra", die vornehmlich über die italienische Luftwaffe berichtet und für sie werben soll.

6-Sternmotor. In Italien wird ein 36-Zylinderflugmotor entwickelt, der aus 6 hintereinander angeordneten 6-Zylinder-Sternmotoren besteht. Die Sterne sind gegeneinander jeweils um einige Grade versetzt.

Seenotbojen. Die britische Regierung lehnte seinerzeit die deutschen Vorschläge über Seerettungsmaßnahmen im Kanal ab (vgl. Bd 8 [1941], N 4, S 128). Nunmehr hat auch die britische Luftwaffe einen ähnlichen Rettungsdienst eingerichtet und eine Anzahl schwimmender Rettungsstationen für abgesprungene oder notgelandete Flugzeugbesatzungen im Kanal verlegt. Die englischen Seenotbojen haben die Form eines Bootes und tragen als Erkennungszeichen gelbe Bemalung mit roten Kreuzen. Sie enthalten Proviant, Sanitäts- und Signalmaterial und eine heizbare Schlafstelle.





Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung

Lilienthal- und Ludwig-Prandtl-Preis 1941

Am 10. August, dem Todestage von Otto *Lilienthal*, wurde auch in diesem Jahr das Ergebnis der Bewerbungen um den Lilienthal-Preis und den Ludwig-Prandtl-Preis verkündet. Die Preise stellt der Reichsminister für Wissenschaft, Erziehung und Volksbildung der Lilienthal-Gesellschaft zur Verfügung, die ihrerseits die mit der Begutachtung der Bewerbungen und der Auswahl der Preisträger zusammenhängenden Arbeiten übernimmt.

Der Lilienthal-Preis in Höhe von 5000 RM soll einem Abiturienten einer höheren deutschen Schule das Studium der Luftfahrtwissenschaft und -technik ermöglichen. Drei der Arbeiten bewiesen Fleiß und das Bemühen, die selbstgestellten Aufgaben zu lösen, ließen jedoch z. T. größere Mängel in den wissenschaftlichen Grundlagen erkennen. Da die Verleihung des Lilienthal-Preises eine ganz besondere Auszeichnung eines Abiturienten in jedem Jahre darstellen soll und demgemäß von den Bewerbern nicht nur Fleiß und charakterliche Eignung zum Studium, sondern auch überdurchschnittliche wissenschaftliche Begabung gefordert werden müssen, hat der Preisrichterausschuß — insbesondere auch nach einem Vergleich mit den Arbeiten der Vorjahre — den Lilienthal-Preis in diesem Jahre k e i n e m der Bewerber zuerkannt. Den sauberen und erfolgreichen Arbeiten des Abiturienten German *Buck* auf dem Gebiet des Flugmodellbaues wurde allerdings die Anerkennung nicht versagt, und es wurde den zuständigen Stellen empfohlen, German *Buck* bei seinem beabsichtigten Studium der Luftfahrtwissenschaft zu fördern.

Der vom Reichsminister für Wissenschaft, Erziehung und Volksbildung für 1941 zur Verfügung gestellte Preis soll dazu verwandt werden, im nächsten Jahr gegebenenfalls einem zweiten Abiturienten das Studium der Luftfahrtwissenschaft zu ermöglichen.

Der Ludwig-Prandtl-Preis, der alljährlich in Höhe von 3000 RM verteilt wird, zeichnet die beste Jahresleistung einer deutschen höheren Schule auf dem Gebiet der Flugphysik in Verbindung mit dem Flugmodellbau aus. Es kann sich hierbei um eine Einzelarbeit von Lehrern oder Schülern oder um eine Gemeinschaftsarbeit handeln. Um den Ludwig-Prandtl-Preis 1941 haben sich drei Schulen beworben. Der Preis wurde der Gewerblichen Berufsschule in Bonn a. Rh. zuerkannt für eine Arbeit des Gewerbeoberlehrers *F. W. Schmitz*, die dieser unter Mithilfe von Schülern höherer Lehranstalten über das Thema „Zur Aerodynamik des Flugmodells" angefertigt hat. Die Arbeit von *Schmitz* gibt die bisher fehlende Grundlage für eine spezielle Aerodynamik des Flugmodells, die von derjenigen des großen Flugzeuges grundverschieden ist. *Schmitz* hat für den Bereich der Reynoldsschen Zahlen $Re = 20\,000$ bis 170 000 exakte Tragflügelmessungen im Windkanal seiner Schule durchgeführt. Diese erstmalige Gewinnung von Polaren der unterkritischen Strömung und der Übergangszone war erst möglich, nachdem es ihm gelungen war, durch Umbau den ihm zur Verfügung stehenden Windkanal weitgehend turbulenzfrei zu machen. Die von *Schmitz* gewonnenen Zahlenwerte der Polaren ermöglichen erstmalig die Berechnung der Flugleistung und der Längsstabilität von Flugmodellen. Die Meßergebnisse können zugleich als Grundlage dienen für die Deutung von Versuchen in Trudel- und Freiluftwindkanälen, von Versuchen mit Modellschiffsschrauben und beim Entwurf von Ventilatoren. Die Ergebnisse wenden den Modellbau im Sinne *Lilienthals* zwangsläufig zur Betrachtung des biologischen Vorbildes, zum Vogelfluge hin, da Vogel und Modell im gleichen *Re*-Zahlbereich fliegen, also aerodynamisch verwandt sind, während zwischen Flugzeug und Flugmodell das Ähnlichkeitsgesetz von Reynolds unerfüllbar ist.

Kranzniederlegung. Zum 45. Todestag von Otto *Lilienthal* hat die Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung Kränze an den Lilienthal-Gedenkstätten in Berlin-Lichterfelde niedergelegt.

Persönliches aus der Luftfahrttechnik

In Bd 8 (1941), N 7, S 231 wurden die Mitglieder der Lilienthal-Gesellschaft genannt, die vor dem Feind blieben oder in Erfüllung ihrer Aufgaben den Fliegertod starben. Wir geben dazu die Namen der Mitglieder der Gesellschaft, die seit dem 1. September 1939 verstarben: A. Rob. Baumgärtner, Dr. phil. August Glaser, Dipl.-Ing. C. A. Hildenbrand, Professor Dr.-Ing. R. Hugershoff, Oberst a. D. Julius Huscher, Verlagsbuchhändler Fr. Kleiber, Geh. Kommerzienrat Dr.-Ing. Peter Klöckner, Dr. phil. Gustav Leysieffer, Reg.-Baumeister a. D. Helmut Maron, Prof. Dr.-Ing. Dr. rer. pol. h. c. Dr. rer. techn. E. h. Adolf Nägel, Dr. phil. Ernst von Oven, Dipl.-Ing. Walter Pretschner, Prof. Dr.-Ing. Alfred Reinsch, Generalkonsul Direktor Friedrich Roselius, Joachim Silberschmidt, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. E. h. Schütte, Dipl.-Ing. Karl Staud, Hauptmann a. D. Wolfgang Zorer.

Die Lilienthal-Gesellschaft wird ihr Andenken in Ehren halten.

Fortsetzung der Kurznachrichten

1-Mann-Schlauchboot. Die britische Luftwaffe hat vor einiger Zeit ein 1-Mann-Schlauchboot eingeführt. Das aufblasbare Gummiboot wird in einer besonderen Tasche des Fallschirmsacks mitgeführt. Zur Ausrüstung gehört eine Fackel, um Hilfsflugzeuge auf den schwimmenden Flugzeugführer aufmerksam zu machen.

Neuer Leiter in Farnborough. Die technische Leitung des Royal Aircraft Establishment in Farnborough, dem Hauptzentrum der englischen Luftfahrtforschung, ist dem auch in Deutschland bekannten W. S. *Farren*, dem bisherigen stellvertretenden Direktor des Forschungswesens im britischen Luftfahrtministerium, übertragen worden. Der seit 1928 an der Spitze von Farnborough stehende A. H. *Hall* ist in den Ruhestand getreten.

Neue Bewaffnung. Die neueste Ausführung des englischen Kampfflugzeuges Bristol „Blenheim IV F" besitzt unter dem Rumpfbug in einer kleinen Haube ein ferngesteuertes MG, das zur Abwehr feindlicher Angriffe von hinten dient. Ein gleiches MG ist auch in das Kampf- und Torpedoflugzeug Beaufort eingebaut.

Britische Flugzeuge gegen England. Die Briten sind darüber erbittert, daß die Finnen gegen die Sowjets und damit auch gegen ihre plutokratischen Spießgesellen Kampfmittel einsetzen, die ihnen die Briten seinerzeit für den finnischen Abwehrkampf im Winter 1939/40 zur Verfügung gestellt haben wollen. So soll Finnland noch im vergangenen Jahre 40 Kampfflugzeuge Bristol „Blenheim" erhalten haben, die heute an der finnischen Front eingesetzt werden.

BÜCHERSCHAU

Einführung in die Lehre vom Schuß (Ballistik). Von Dr. K. Gey und Dr. H. Teichmann. 4. verb. und erw. Auflage. 129 Seiten mit 68 Figuren und 2 Tafeln. Verlag: B. G. Teubner, Leipzig. 1941. Preis: geb. 3,60 RM.

Auf die mathematischen und physikalischen Vorkenntnisse der höheren Schule aufbauend, bietet das Buch einen Einblick in die wesentlichen Probleme der Ballistik. Die Neuauflage enthält einige Erweiterungen auf den folgenden Gebieten: Innere Ballistik, Flakschießen, Einfluß der Erddrehung bei Berechnung von Fernbahnen und Abhängigkeit der Panzerdurchschlagsleistung vom Auftreffwinkel des Geschosses.

Bei dem besonders durch die Demonstrationsversuche betonten schulmäßigen Charakter des Buches scheinen einige Bemerkungen über den Rahmen der eigentlichen Aufgabe hinauszugehen. Dies gilt insbesondere für die Bemerkungen zum Hauptproblem der äußeren Ballistik. Hier hätte die Angabe genügt, daß mit den heutigen Mitteln eine Lösung mit beliebiger Genauigkeit möglich ist. Die in diesem Zusammenhang S. 54 angegebenen Sätze: „Die damit gewonnenen Lösungen sind aber durchweg nur Annäherungen auf Grund theoretischer Voraussetzungen, die die Wirklichkeit nicht voll wiedergeben. Sie sind deswegen stets durch einwandfreie Schießversuche nachzuprüfen und mit den nötigen Korrekturen zu versehen", entsprechen keineswegs dem jetzigen Stand der Ballistik. Ebenso sind die Bemerkungen über den Luftwiderstand ohne Berücksichtigung der neueren Ergebnisse auf dem Gebiet der Hochgeschwindigkeitsforschung zugunsten einer leichtfaßlichen Darstellung teilweise zu weitgehend vereinfacht. Im Gegensatz zu der auf S. 50 geäußerten Meinung ist eine Pfeilstabilisierung von Geschossen auch bei Überschallgeschwindigkeit möglich.

Im ganzen genommen ist das Buch sehr wertvoll, insbesondere auch da es die Möglichkeit bietet, schon auf der Schule oder in Arbeitsgemeinschaften Einblick in die Probleme der Ballistik zu geben und das Interesse an tiefer schürfender Beschäftigung zu wecken. *W. Büchen.*

Militärstrafgesetzbuch und Kriegssonderstrafrechtsverordnung in der Fassung vom 10. Oktober 1940. Herausgegeben von Prof. Dr. Eduard *Kohlrausch.* 80 Seiten. Preis: br. 1 RM.

Wehrmachtfürsorge- und -versorgungsgesetz einschl. des Personenschädenrechts. Von *Fischbach.* 2. Nachtrag. 174 Seiten. Verlag: Walter de Gruyter & Co., Berlin. 1941. Preis: br. 3 RM.

Der Verlag bringt in der Guttentagschen Sammlung Deutscher Reichsgesetze das Militärstrafgesetzbuch und die Kriegssonderstrafrechtsverordnung als Textausgabe unter Erläuterung der Zusammenhänge mit dem bisherigen Recht.

In der gleichen Sammlung ist ein Zweiter Nachtrag zum Wehrmachtfürsorge- und -versorgungsgesetz von *Fischbach* erschienen, der sämtliche Änderungen, Ergänzungen und Durchführungsbestimmungen zum Einsatz-, Wehrmachtfürsorge- und -versorgungsgesetz sowie zur Personenschädenverordnung, die bis Mitte November 1940 erlassen wurden, enthält. *v. Welser.*

Einsatz-Wehrmachtgebührnisgesetz mit sämtlichen Durchführungsbestimmungen und den Zahlungsvorschriften für die besetzten Gebiete. Erläutert von Intendanturrat Dr. *Kößler.* 2. Auflage. 123 Seiten. Carl Heymanns Verlag, Berlin. 1941. Preis: br. 3,60 RM.

Als Teilausgabe des Handbuches des Wehrrechtes von *Brandstetter-Hoffmann* ist der sich mit dem Einsatz-Wehrmachtgebührnisgesetz befassende Abschnitt bereits in der 2. Auflage erschienen. Die Ausgabe ist mit umfangreichen Erläuterungen von Intendanturrat Dr. *Kößler* versehen und enthält das Einsatz-Wehrmachtgebührnisgesetz, die dazu erlassenen Verordnungen und außerdem Abschnitte über die Abfindung des Reichsarbeitsdienstes und über den Zahlungsverkehr mit den besetzten Gebieten. Das Buch wird für alle mit Gebührnisfragen Beschäftigten eine wertvolle Hilfe darstellen. *v. Welser.*

Umschlag:



Bild: PK-Freytag

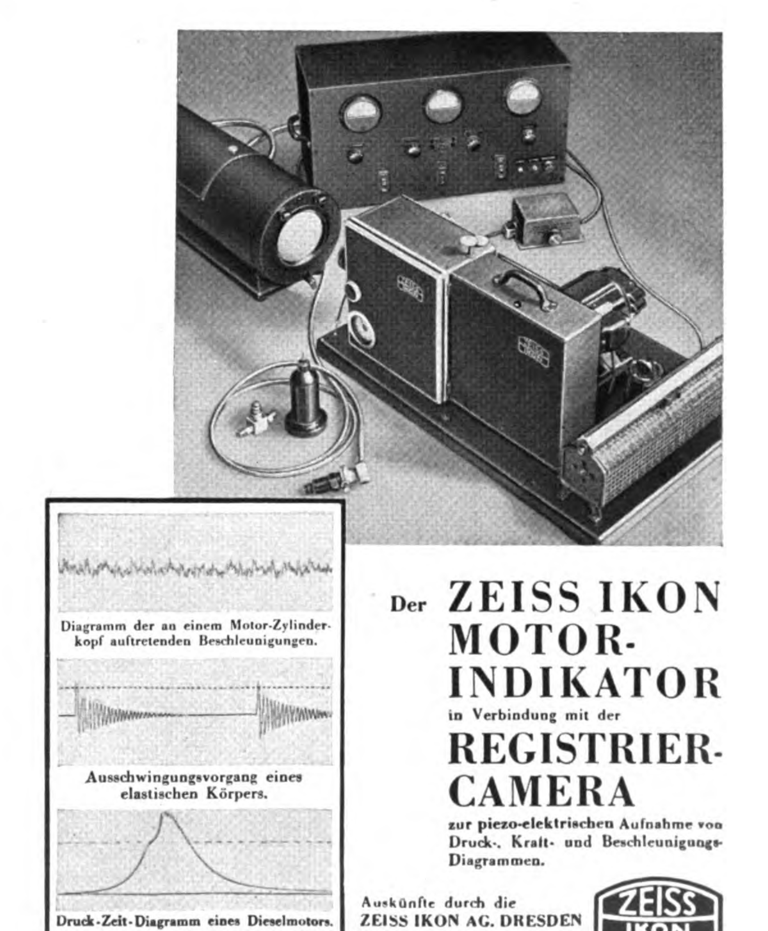
Zerschlagung der sowjetischen Luftmacht. Bei den Angriffen auf sowjetische Flugplätze wurden zahlreiche Flugzeuge am Boden zerstört. Während die zertrümmerten Flugzeuge der Bolschewiken die Ränder der Flugplätze säumen, landen deutsche Flugzeuge ununterbrochen und starten wieder gegen den Feind. Im Bild sind gerade zwei Nahaufklärer gelandet

INHALT

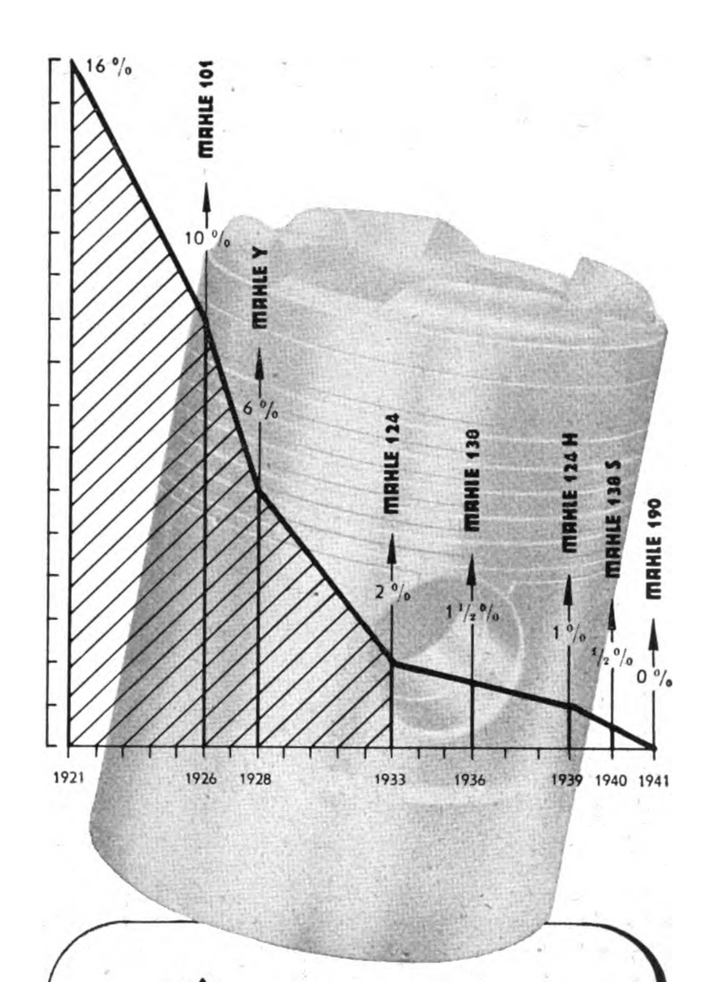
Hauptschriftleiter: O. Hollbach, z. Z. im Wehrdienst. Vertretung: K. Simon, Hauptschriftleiter i. N., Berlin-Zehlendorf. Zuschriften an die Schriftleitung unter: Berlin SW 68, Kochstr. 5. Fernruf: 19 45 00. Anzeigenleiter und verantwortlich für den Inhalt der Anzeigen: P. Falkenberg, Berlin W 62. Zur Zeit gilt Anzeigen-Preisliste Nr. 7. Druck: Ernst Siegfried Mittler und Sohn, Buchdruckerei, Berlin. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin SW 68.




DIE
„Magnetische Weiche"
das Kennzeichen des
MESSER-STREUFELD-
SCHWEISSUMFORMERS
Kopol
mit den hervorragenden
dynamisch — statischen
Schweisseigenschaften
MESSER & CO GMBH FRANKFURT/MAIN


Diagramm der an einem Motor-Zylinderkopf auftretenden Beschleunigungen.
Ausschwingungsvorgang eines elastischen Körpers.
Druck-Zeit-Diagramm eines Dieselmotors.
Der ZEISS IKON MOTOR-INDIKATOR
in Verbindung mit der
REGISTRIER-CAMERA
zur piezo-elektrischen Aufnahme von Druck-, Kraft- und Beschleunigungs-Diagrammen.
Auskünfte durch die
ZEISS IKON AG. DRESDEN
Instrumenten-Abteilg. S.6
ZEISS IKON





Vorwärts zum sparstoffreien Kolben!

Auf dem Weg zum sparstoff-armen und schließlich -freien Kolben wurde auf unserem Prüffeld seit Jahren Schritt für Schritt erkämpft.

Im Jahre 1933 war mit der inzwischen weltbekannt gewordenen Legierung MAHLE 124 mit 2% Gehalt an ausländischen Zusätzen der Hauptschritt getan. Das Ringen um die letzten Bruchteile ging aber weiter, ohne daß die vielen Eigenschaften, die man von einem Kolbenwerkstoff verlangt: *gute Laufeigenschaften, niedriger Verschleiß, gute Härte und Festigkeit unter hohen Betriebstemperaturen, hohe Wärmeleitfähigkeit, niedriges Gewicht,* beeinträchtigt wurden. Im Gegenteil: die Güte wurde laufend verbessert, wie man es seit zwei Jahrzehnten gewohnt ist bei



MAHLE KOMM.-GES. BAD CANNSTATT




FUESS-Dosengeräte
gehören auch zur Ausrüstung
des Kampfflugzeuges „He 111"
R. FUESS BERLIN-STEGLITZ
km
3·4

DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN



VERLAG E. S. MITTLER & SOHN BERLIN PREIS RM 1,– IM AUSLAND RM 1,50

HENSCHEL
STUKA

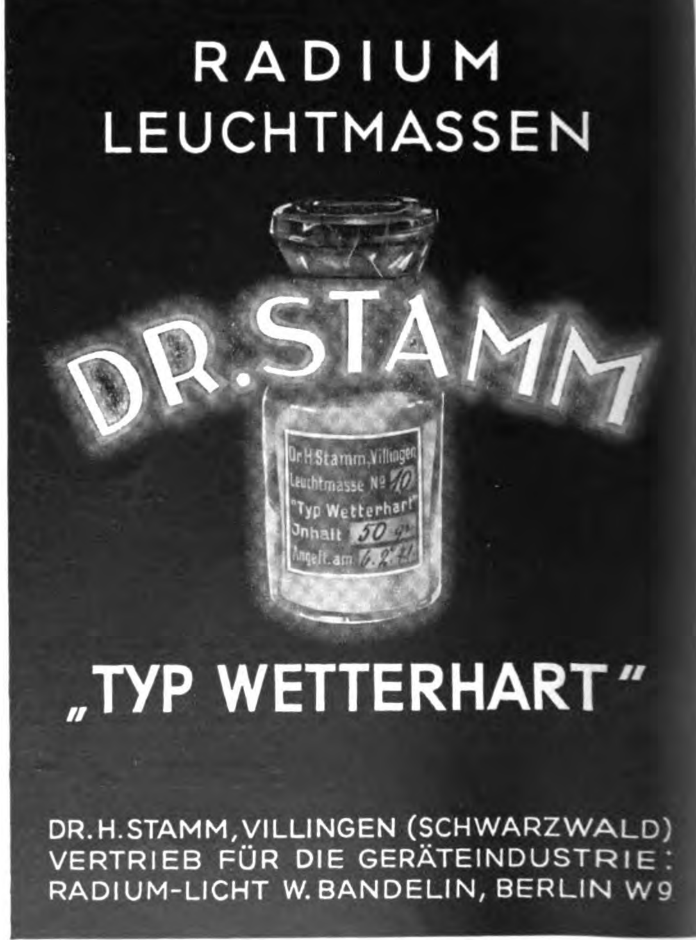
HENSCHEL FLUGZEUG-WERKE A.G. SCHÖNEFELD / BERLIN

Leichtmetall

Bondur

Vereinigte Leichtmetall-Werke G·m·b·H
Hannover

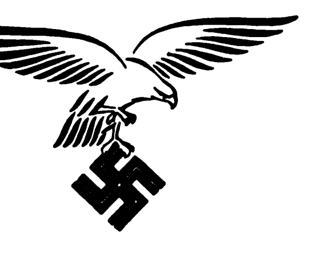

DKF
Flug-Lager
NACH SONDERVORSCHRIFTEN
FÜR PLEUEL - KOLBENBOLZEN -
KIPPHEBEL - GETRIEBE - GEBLÄSE
PROPELLER USW. FERNER ALS
SPEZIALITÄT: LAGERNADELN
DEUTSCHE KUGELLAGERFABRIK
G.M.B.H. - LEIPZIG - W 31


RADIUM
LEUCHTMASSEN
DR. STAMM
Dr. H. Stamm, Villingen
Leuchtmasse № 10
"Typ Wetterhart"
Inhalt 50 gr
„TYP WETTERHART"
DR. H. STAMM, VILLINGEN (SCHWARZWALD)
VERTRIEB FÜR DIE GERÄTEINDUSTRIE:
RADIUM-LICHT W. BANDELIN, BERLIN W9


-Gerät
für guten Flug!

DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe **LUFTWISSEN**



MIT MITTEILUNGEN DER DEUTSCHEN AKADEMIE DER LUFTFAHRTFORSCHUNG
UND DER LILIENTHAL-GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRTFORSCHUNG

Herausgegeben unter Mitwirkung des Reichsluftfahrtministeriums. Hauptschriftleitung: Otto Hollbach

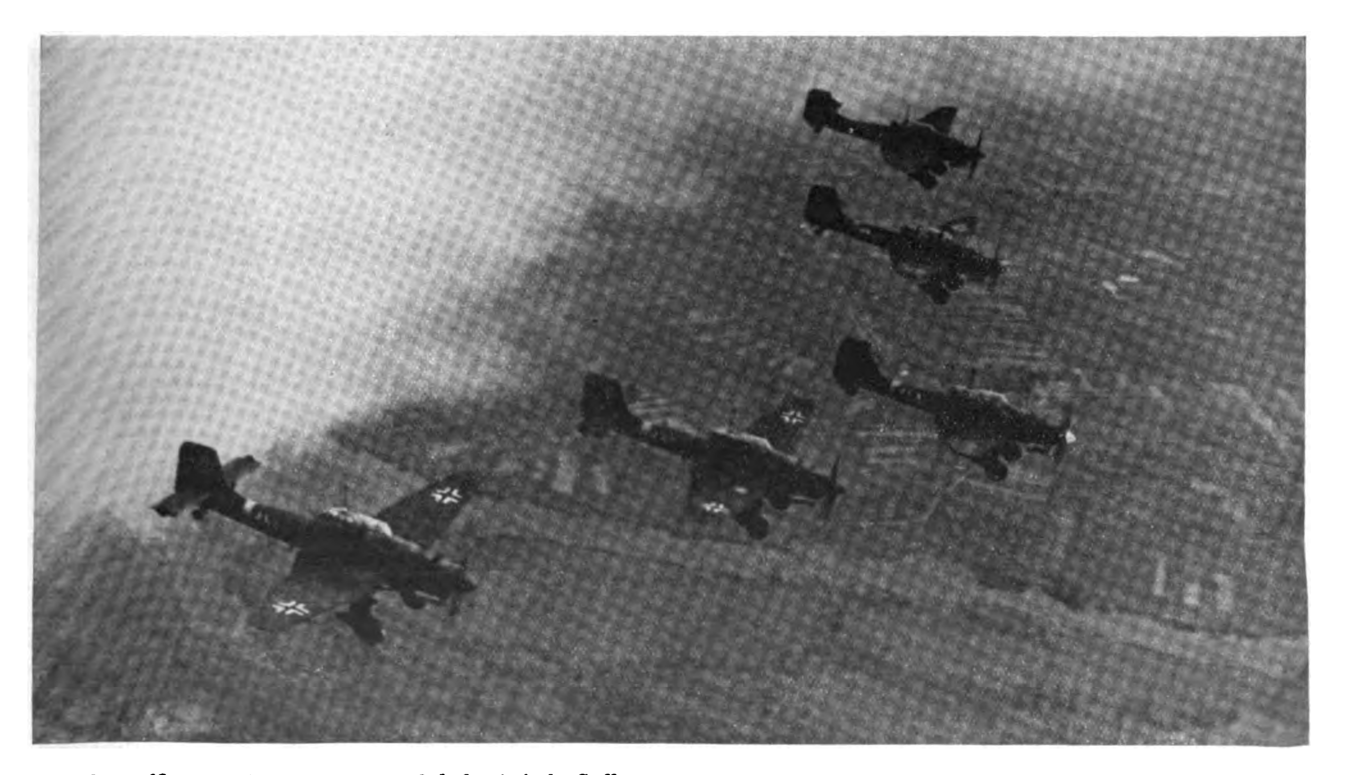
Luftwissen, Band 8 N 9, S 265/296 Berlin, September 1941

Die Luftwaffe im Ostfeldzug

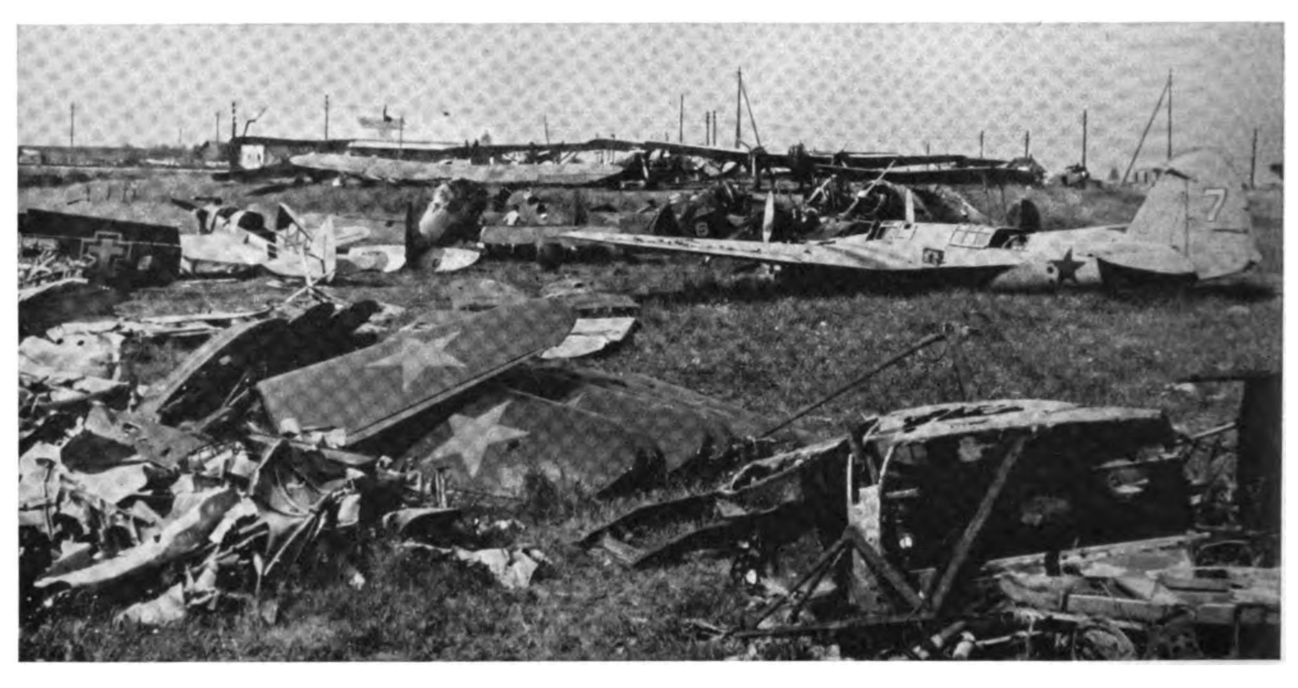
(Abgeschlossen am 31. 8. 1941)

Die Operationen der deutschen Wehrmacht und der verbündeten Streitkräfte im Kampf gegen den Bolschewismus haben schon nach zehn Wochen zu gewaltigen Erfolgen geführt. In mehreren großangelegten Umfassungsbewegungen und Kesselschlachten sowie in zahlreichen örtlichen Vernichtungskämpfen sind die Sowjetstreitkräfte an der gesamten Front vom Eismeer bis zum Schwarzen Meer geschlagen worden und haben schwerste Verluste an Menschen und Kriegsgerät erlitten. Gleichzeitig sind Geländegewinne von außerordentlichem Ausmaße erzielt worden, wobei der Gegner Gebiete verloren hat, die für seine Versorgung von großer Bedeutung sind. Im Süden der Front wurde das gesamte Gebiet der Ukraine westlich des Dnjepr besetzt, in der Frontmitte schoben sich die Stoßkeile der deutschen Armeen über Smolensk hinaus auf Moskau zu, und am Nordflügel wurde die Einschließung des Gebietes um Leningrad eingeleitet. Am finnischen Frontabschnitt wurden die Sowjetstreitkräfte zu beiden Seiten des Ladogasees bis über die ehemalige finnisch-sowjetische Grenze zurückgeworfen.

Die deutsche Luftwaffe wurde in diesem gewaltigen Kampf in folgender Gliederung eingesetzt: Am Südflügel steht die Luftflotte des Generalobersten *Löhr* zusammen mit rumänischen, ungarischen, slowakischen und seit Ende August auch italienischen Fliegerverbänden, in der Frontmitte die Luftflotte des Generalfeldmarschalls *Kesselring* und auf dem Nordflügel die Luftflotte des Generalobersten *Keller*. An der finnischen Front sind ebenfalls Verbände der deutschen Luftwaffe vertreten.



Fernkampfflugzeuge im Einsatz gegen bolschewistische Stellungen



Zahlreiche Flugzeuge der Sowjets wurden am Boden zerstört. Aufnahme von einem Flugplatz der Bolschewisten in Litauen

Als am 22. Juni die deutsche Wehrmacht die sowjetische Westgrenze überschritt, nahm die Luftwaffe den Kampf gegen den zahlenmäßig stärksten Gegner auf, dem sie bisher gegenübergetreten war. Es stand von vornherein fest, daß die sowjetischen Luftstreitkräfte um ein Mehrfaches stärker waren als die vereinigten französisch-britischen Luftstreitkräfte, die ein Jahr zuvor im Westen niederzuringen waren; demgegenüber konnte die deutsche Luftwaffe sich auf das bessere Fluggerät, kampferfahrene Besatzungen und eine überlegene Führung stützen.

Erkämpfung der Luftherrschaft

Nach dem Grundsatz, daß erfolgreiche Erdoperationen die Luftüberlegenheit und Luftherrschaft zur Voraussetzung haben, erstreckte sich der Einsatz der Luftwaffe in den ersten Kampftagen vor allem auf die Zerschlagung der sowjetischen Luftstreitkräfte und ihrer Bodenorganisation. In der Absicht eines baldigen Losschlagens gegen Mitteleuropa war die Masse der bolschewistischen Fliegerverbände auf Flugplätzen längs der Grenze zusammengezogen worden. Gegen diese richteten sich zunächst in rollenden Einsätzen die Angriffe der deutschen Kampf- und Sturzkampfverbände. Hierbei gelang es, durch Bomben und Beschuß mit Bordwaffen die meisten der in der ersten Linie bereitgestellten Sowjetflugzeuge am Boden zu vernichten. Jagd- und Zerstörerverbände bekämpften zugleich den Gegner in der Luft, wo er sich auch zeigte. So verloren die Sowjetluftstreitkräfte bereits am ersten Kampftage über 1800 Flugzeuge, und zwar 1489 durch Vernichtung am Boden und 322 durch Abschuß im Luftkampf! Auch in den folgenden Tagen wurde diese Vernichtung größten Ausmaßes, wie sie noch niemals zuvor in einem Feldzug zu verzeichnen war, fortgesetzt. Im Gesamtergebnis wurde zwar damit noch nicht die völlige Vernichtung der sowjetischen Luftmacht erreicht, denn wie auf allen Gebieten der Rüstung hatte die Sowjetunion auch für ihre Luftstreitkräfte außerordentlich große Reserven bereitgestellt; aber es wurde mit der Vernichtung von rund 12 000 Flugzeugen bis Ende August eine derartige Schwächung der Sowjetverbände herbeigeführt, daß sie zu einem operativen Einsatz nicht mehr befähigt waren. Die Luftüberlegenheit der deutschen Luftwaffe über den zahlenmäßig so starken Gegner und als Folge die unbestrittene Luftherrschaft über dem Kampfraum war gesichert. Dies zeigte sich darin, daß der Vormarsch des deutschen Heeres meist ungestört durch feindliche Einwirkung aus der Luft vor sich gehen konnte. Vereinzelte Versuche der Sowjets, rückwärtige Verbindungslinien aus der Luft anzugreifen, unterblieben nach kurzer Zeit.

Es hatte sich bereits bei diesem Kampf um die Luftherrschaft gezeigt, daß die Sowjetluftmacht einige entscheidende Schwächen aufwies: Ein großer Teil des eingesetzten Fluggerätes war technisch und leistungsmäßig den deutschen Flugzeugen unterlegen, desgleichen war der Ausbildungsstand und das Können der sowjetischen Besatzungen namentlich im Verbandseinsatz dem kriegserfahrenen deutschen Gegner nicht gewachsen.

Unter diesen Umständen bestand die Erkämpfung der Luftherrschaft weniger darin, den eigenen Kampfverbänden den Weg zu

Eine brennende Rata am Rande der Straße nach Riga. Der Sowjetjäger wurde von der deutschen Flakartillerie heruntergeholt



Mit hoher Flamme explodiert der Munitionswagen des von einer deutschen Stuka-Staffel angegriffenen Sowjet-Truppentransportzuges

ihren Zielen freizuhalten, als darin, jede Angriffshandlung des Gegners bereits im Ansatz zu ersticken. Die deutschen Kampfverbände konnten in den meisten Fällen ihre Aufträge ohne besonderen Jagdschutz durchführen, weil ihr überlegenes Fluggerät ihnen genügend Schutz vor den sowjetischen Jagdfliegern bot. Ihre Überlegenheit in dieser Beziehung war vielfach so groß, daß sowohl Kampfflugzeuge als auch Flugzeuge der Aufklärung, die zur Führung eines Luftkampfes im Grunde genommen kaum geeignet sind, dem Sowjetgegner viele erfolgreiche Luftkämpfe lieferten. Trotz anfänglicher Überlegenheit an Jagdstreitkräften war daher die Luftverteidigung der schwächste Punkt der sowjetischen Luftmacht. Diese Schwäche tritt noch deutlicher in Erscheinung, wenn man die Abschußerfolge der deutschen Jagdverbände betrachtet, die im bisherigen Kampfverlauf so zahlreiche Gegner zum Abschuß brachten, wie es vordem kaum für möglich gehalten wurde. Das Jagdgeschwader *Mölders* beispielsweise hatte bis Ende August über 1000 Sowjetflugzeuge im Luftkampf abgeschossen und einige hundert am Boden zerstört, wobei die eigenen Verluste nur wenig über 1 v. H. betrugen. Das Jagdgeschwader *Lützow* hatte bereits bis Mitte Juli fast 700 Abschüsse zu verzeichnen, und ähnliche Erfolgszahlen können auch fast alle anderen im Osten eingesetzten Jagdverbände aufweisen.

Wenn auch der Kampf zur Schwächung und Niederhaltung der Sowjetluftstreitkräfte in Anbetracht ihrer zahlenmäßigen Stärke stets weiterging, so machte es die gewonnene Luftherrschaft bereits nach wenigen Kampftagen möglich, die Luftwaffe in der Hauptsache zur Unterstützung der Erdoperationen heranzuziehen.

Unterstützung des Heeres

Bei dem zähen Widerstand der bolschewistischen Truppen war das Eingreifen der fliegenden Verbände in den Erdkampf von großer Bedeutung. Bei diesen Kampfhandlungen, an denen sich in erster Linie Sturzkampfflieger, aber auch Jäger, Zerstörer und Schlachtflieger mit größtem Erfolge beteiligten, wurde den Divisionen des Heeres der Weg durch die zahlreichen Befestigungslinien des Gegners geöffnet. Außerordentlich waren vor allem die bei der Bekämpfung feindlicher Batteriestellungen und Panzerkampfwagen erzielten Erfolge. Das Sturzkampfgeschwader *Immelmann* z. B. hatte bis Ende August nicht weniger als insgesamt 4500 Fahrzeuge zerstört, 350 Panzer außer Gefecht gesetzt, 75 Batterien zum Schweigen gebracht und 250 Geschütze vernichtet. Die in Kesseln eingeschlossenen und sich verbissen wehrenden Feindverbände wurden stets nachhaltig aus der Luft angegriffen; der Wirkung dieser Angriffe war es nicht zuletzt zu verdanken, wenn die immer wieder unternommenen Ausbruchsversuche scheiterten und die vollkommene Vernichtung oder Gefangennahme des Gegners ohne große Eigenverluste erreicht werden konnte. Das wegearme Kampfgelände, die zahlreichen Flüsse mit ihren wenigen Übergängen brachten zwangsläufig die Bildung von eng geschlossenen Kolonnen mit sich, die ganz besonders empfindlich gegen Luftangriffe sind. Während die deutschen Jäger die eigenen Vormarschstraßen und Panzerrollbahnen sorgfältig überwachten, waren die Bewegungen des Gegners dem Zugriff von Kampf- und Zerstörerverbänden in den meisten Fällen fast schutzlos preisgegeben. Die blutigen Verluste, die den Sowjettruppen auf diese Weise durch Luftangriffe beigebracht wurden, sind unermeßlich und haben das Vorgehen des Heeres unendlich erleichtert. Von dem Ausmaß der von der Luftwaffe im Erdkampf erzielten Vernichtungswirkung mögen die Erfolge des Zerstörergeschwaders *Schalk* ein Bild geben: Dieser Verband hatte bis Mitte August außer der Vernichtung von über 800 Flugzeugen und der Zerstörung von annähernd 50 Panzerkampfwagen nicht weniger als 967 Lastkraftwagen in Brand geschossen.

Nicht weniger groß war die mittelbare Unterstützung des Heeres durch die Luftwaffe. Die Weite des Kampfraumes im Osten in Verbindung mit dem spärlichen Verkehrsnetz gibt im Ostfeldzug allen Verbindungslinien eine besondere Bedeutung. Durch das schnelle Vordringen der Panzerspitzen war für die feindliche Führung die verlockende Möglichkeit gegeben, durch Heranführung von Reserven die Flanken der Stoßkeile zu bedrohen. Dieser Gefahr entgegenzuwirken, blieb einzig und allein Aufgabe der Luftwaffe. Durch unermüdliche Angriffe insbesondere auf das feindliche Eisenbahnnetz, auf Schienenwege und Bahnhöfe, ferner auf Straßen und Brücken wurden die Bewegungen der



„Maßarbeit“ deutscher Kampfflugzeuge

bolschewistischen Divisionen immer wieder gehemmt und verzögert, so daß ihr Einsatz, wenn überhaupt noch, so nicht mehr zeitgerecht erfolgen konnte. Durch Zerstörung von Eisenbahnzügen selbst, durch Vernichtung von Munitions- und Betriebsstofftransporten wurde dem Gegner zugleich unmittelbar die Führung des Kampfes weitgehend erschwert. Kampf- und Sturzkampfflugzeuge haben hier bei der Unterbrechung von Eisenbahnstrecken durch genau gezielte Bombenwürfe im wahren Sinne des Wortes Maßarbeit geleistet. Als Beispiel für den Umfang derartiger Kampfaufträge sei erwähnt, daß ein einziges Sturzkampfgeschwader in zehn Wochen insgesamt 30 Eisenbahnstrecken unterbrechen, 45 Transportzüge und 2 Panzerzüge vernichten konnte; ein Zerstörergeschwader brachte nicht weniger als 106 Lokomotiven zur Explosion und setzte 20 mit Betriebsstoff beladene Kesselwagen in Brand.

Überwachung der Seewege

Wenn auch für den Verlauf der Kampfhandlungen im Osten unmittelbar nicht von entscheidender Bedeutung, aber doch für die Gesamtoperationen höchst wichtig war die Überwachung der feindlichen Flottenbewegungen in der Ostsee und im Schwarzen Meer. Die Sowjetflotte zeigte zwar im bisherigen Kriegsverlauf keinen besonderen Unternehmungsgeist; einzelne Vorstöße jedoch trafen sofort auf Gegenmaßnahmen der deutschen Luftwaffe, die hierbei zahlreiche Kriegsfahrzeuge versenken oder beschädigen konnte. Von größerem Erfolg waren Angriffe von Kampf- und Sturzkampfflugzeugen gegen die Transportschiffe begleitet, die eingeschlossene Truppenteile aus den Häfen von Odessa und Reval in Sicherheit zu bringen versuchten. Neben Minenoperationen der Kriegsmarine waren es hier vor allem die Angriffe aus der Luft, die zahlreiche Transportschiffe vernichteten.

Erfolge der Luftaufklärung

Wohl in keinem Feldzug zuvor trat die Bedeutung der Luftaufklärung so stark in Erscheinung, wie im Feldzug gegen die Sowjetunion. Schon das schlechte und unzuverlässige Kartenmaterial, das vielfach die beabsichtigte Anlegung von Verkehrswegen als Tatsachen enthält, macht eine sorgfältige Luftaufklärung unerläßlich. Dazu kommt, daß Geländeschwierigkeiten und Auflösung der Armeen in Einzelkampfgruppen die Aufklärung auf dem Boden derart erschweren, oder unmöglich machen, daß die Führung mehr als in anderen Feldzügen auf die Tätigkeit des Aufklärungsfliegers angewiesen ist. Die Aufklärungsverbände haben daher gerade im Ostfeldzug sehr verantwortungsreiche Aufgaben zu lösen. Anlage und Durchführung der Kesselschlachten, die rechtzeitige Abwehr von Ausbruchsversuchen sowie die erfolgreiche Einleitung der vielfach notwendig gewordenen Abwehr gegen Flankenbedrohung ist ihrer Tätigkeit zuzuschreiben. Die operative Luftaufklärung schuf, wie immer, die Unterlagen für den Einsatz der Kampfverbände.

Leistungen der Transportverbände

In allen Feldzügen dieses Krieges waren die Transportverbände der Luftwaffe wesentlich an den Erfolgen der Kampftruppen beteiligt, aber wohl noch nie war ihr Einsatz so notwendig und ausschlaggebend wie im Kampf gegen die Sowjets. Die langen rückwärtigen Verbindungen, die unsagbar schlechten Straßenverhältnisse und die vielfach unvermeidliche Abschnürung der Vorausabteilungen von den Nachschubstaffeln gaben der Tätigkeit der Transportverbände oft weitreichende Bedeutung. Munition, Betriebs-

Deutsche Bomben auf Moskau. Ein Aufklärerbild von Moskau, aufgenommen am Tag nach dem ersten Angriff deutscher Kampfflugzeuge. Eine Fabrikanlage an der Moskwa brennt noch lichterloh

stoffe und Kriegsgerät aller Art wurden von den bewährten Transportflugzeugen an die Front gebracht, und die vorwärtsstürmenden Panzerspitzen mußten oft tagelang nur aus der Luft versorgt werden. Wie groß die Nachschubleistungen der Transportverbände waren, zeigt das Beispiel einer Staffel von 15 Flugzeugen des Musters Ju 52. Diese führte im Verlaufe von zwei Wochen 2336 Flüge durch und legte dabei insgesamt 440 000 km zurück, wobei 2,7 Millionen Kilogramm Kriegsgerät befördert und 2381 Verwundete zurückgebracht wurden.



8,8 cm Flak in Stellung. Um einen Durchbruch mehrerer eingeschlossener Sowjet-Divisionen zu verhindern, wurde im Verband einer Panzerdivision Flakartillerie eingesetzt

Flakartillerie im Erdkampf

Die Aufgaben der Flakartillerie im Ostfeldzug erstreckten sich nicht nur auf den Schutz von Anlagen der Luftwaffe und die Sicherung der Kampftruppe vor feindlichen Luftangriffen, sondern zum großen Teil auch auf die Unterstützung der Heeresverbände. Die leichten und schweren Flakverbände bewährten sich wiederum aufs höchste bei ihrem Einsatz in vorderster Front. Oft mit den Vorausabteilungen und Panzerspitzen vorgehend, leisteten sie Hervorragendes in der Abwehr von Panzerangriffen und der Niederkämpfung von Bunkern im unmittelbaren Beschuß. Die Flakverbände hatten von Beginn des Feldzuges im Osten bis zum 27. August nicht weniger als 1018 Feindflugzeuge abgeschossen, 396 Panzer vernichtet sowie 171 Bunker und 26 Batteriestellungen zerstört. In den Panzer- und Kesselschlachten des Ostens haben sich die Einheiten der Flakkorps auch als Sturmartillerie unvergänglichen Ruhm erworben.

Große Leistungen der Luftnachrichtentruppe

Für die Luftnachrichtentruppe brachte der Ostfeldzug Aufgaben bisher kaum dagewesenen Umfanges. Die Weite des im Vormarsch besetzten Gebietes erforderte den Aufbau eines ungewöhnlich ausgedehnten Nachrichtennetzes, und die rasch sich ändernde Kampflage machte eine schnelle Nachrichtengebung doppelt wichtig, wenn die fliegenden Verbände stets am wirkungsvollsten angesetzt werden sollten. Die Eigenart der Kampfhandlung, während derer vielfach Feldflugplätze in noch ungesicherten Gebieten angelegt und an das Luftnachrichtennetz angeschlossen werden mußten, machte den Einsatz der Luftnachrichtentruppe oftmals zu dem einer Kampfgruppe in vorderster Front.

Der Feldzug gegen die bolschewistische Wehrmacht geht weiter. Nach großen und entscheidenden Siegen wird der Kampf fortgesetzt bis zur endgültigen Beseitigung jener Gefahr, die alle Völker Europas bedrohte. Die deutsche Luftwaffe, die die Sowjetluftmacht bereits schwer geschlagen hat, bürgt dafür, daß eines Tages die Luftbedrohung Europas unter dem Zeichen des Sowjetsterns für immer beseitigt sein wird.

R. S.



Eine feindliche LKW-Besatzung gibt sich gefangen. Aber noch muß die Bedienung des deutschen Flakgeschützes in Deckung bleiben, denn andere Bolschewiken sind aus den getroffenen LKW in den Straßengraben geflüchtet und feuern von dort aus weiter

Bilder: (1) PK-Grosse-Weltbild, (1) PK-Weltbild, (2) PK-Trapp, (1) PK-Jacobsen-PBZ, (1) PK, (2) PK-Pilz

Die Leichtmetall-Widerstandschweißtechnik im Flugzeugbau

von Dipl.-Ing. R. SCHNARZ, Berlin-Siemensstadt

Grundlagen

Die Entwicklung und der Bau von Widerstandschweißanlagen zur Herstellung von Verbindungen an Leichtmetallblechen sind grundlegend bestimmt durch die Eigenschaften der zu verschweißenden Werkstoffe und die Abmessungen und Formen der Werkstücke.

Die Werkstoffeigenschaften spiegeln sich in den Größen, welche den Schweißpunkt bestimmen. Außer der Oberflächenbeschaffenheit des Werkstoffes sind dies Elektrodenkraft, Schweißstromstärke und Schweißzeit. Langjährige Versuche haben ergeben, daß zur serienmäßigen Herstellung von Punktschweißverbindungen an Bauteilen aus Leichtmetallblechen folgende Werte eingehalten werden müssen:

Zahlentafel 1

Werkstoff Blechdicken von 0,5-3 mm	Mittlere Zugfestigkeit kg/mm²	Elektrodenkraft kg	Schweißstrom $A_{eff.}$	Schweißzeit Perioden (1 Per. = $^1/_{50}$ s)
Aluminium ..	15	100-150	15-30 000	2-12
Al-Mg-Si	30	120-180	20-35 000	5-10
Al-Mg	35	120-180	15-25 000	2-10
Al-Cu-Mg ...	40	180-250	20-40 000	5-10

Diese Werte bilden von der Werkstoffseite aus die Bemessungsgrundlagen für Leichtmetall-Schweißanlagen.

Zahlentafel 1 zeigt, daß die günstigste Elektrodenkraft in linearer Beziehung zu der Zugfestigkeit des zu verschweißenden Werkstoffes steht. Beim Schweißen von Werkstücken sind diese Werte um diejenigen Kräfte zu erhöhen, welche notwendig sind, die im Werkstück liegenden Vorspannungen zu überwinden. Eine Leichtmetall-Schweißmaschine muß demnach in der Lage sein, Elektrodenkräfte bis zu 300 kg auszuüben.

Die Schweißstromstärke hat von sämtlichen Veränderlichen den größten Einfluß auf das Schweißergebnis. Die Anwendung nicht genügend hoher Stromstärken führt zu erheblichen Streuungen der statischen und dynamischen Festigkeitswerte der Schweißverbindungen und muß für die Fertigung unter allen Umständen vermieden werden; insbesondere wenn die Bleche, wie heute allgemein in der Fertigung üblich, vor dem Verschweißen gebeizt werden. Da die obere Grenze der Anwendung der Leichtmetall-Widerstandschweißung im allgemeinen bei Einzelblechdicken von 3 mm liegt, ist für die Dimensionierung des elektrischen Teiles einer Schweißmaschine der in der Zahlentafel 1 hierfür vermerkte Wert von 40 000 A effektiv als obere Grenze anzusehen.

Jede Leichtmetall-Schweißanlage ist gekennzeichnet durch die Verwendung einer besonderen Steuerung, welche die Aufgabe hat, den Primärschweißstrom für einstellbare Schweißzeiten zu schalten und das Ein- und Ausschalten der Schweißmaschinenleistung ohne schädliche Rückwirkung auf das Speisenetz durchzuführen. Auch hier haben die Eigenschaften der Werkstoffe, insbesondere durch die Forderung kurzer Schweißzeiten, die Entwicklung der Schweißmaschinensteuerungen entscheidend beeinflußt. Andererseits konnten durch die Anwendung besonderer Steuerverfahren für die das Schweißergebnis bestimmenden Größen die Werkstoffe schweißtechnisch gründlich erforscht und neue Erkenntnisse in der Anwendung des Schweißverfahrens und der Weiterentwicklung der Werkstoffe gewonnen werden.

Entsprechend den Abmessungen und Formen der zu verschweißenden Werkstücke erfolgt die Gestaltung der Elektrodenarme hinsichtlich Ausladung, Armabstand und -form. Demnach ist der mechanische Teil einer Leichtmetall-Schweißmaschine festgelegt durch die Höhe der durch die Materialeigenschaften bedingten Elektrodenkraft und durch die Werkstückabmessungen und -formen. Die elektrische Leistung der Schweißmaschine ist bestimmt durch die an den Elektroden verlangte Schweißstromstärke entsprechend den Werkstoffeigenschaften und der durch die Armausgestaltung zur Aufnahme der Werkstücke notwendigen sekundären Spannung. Die Transformatorenleistung der Schweißmaschine steigt mit zunehmender Armausladung und wachsendem Armabstand. Da die Abmessungen der Steuerung der Schweißmaschine mit der elektrischen Schweißleistung steigen, ist klar ersichtlich, daß die Größe und Zugänglichkeit der Werkstücke einen entsprechenden Einfluß auf die Abmessungen und damit auf die Kosten einer Leichtmetall-Schweißanlage haben.

Wirkungsweise

Um die besten Ergebnisse bezüglich Schweißqualität zu erzielen und eine Anlage schnellstens an eine vorliegende Schweißaufgabe anpassen zu können, müssen die Einstellungen von Elektrodenkraft, Schweißstromstärke und Schweißzeit vollkommen unabhängig voneinander durchführbar sein.

Die Schweißmaschine enthält außer der Einrichtung zur Erzeugung beliebig einstellbarer Elektrodenkräfte einen Wechselstromtransformator, welcher primärseitig über einen trägheitslos arbeitenden Wechselstromschalter mit Quecksilberdampfgefäßen während der Schweißzeit an die Netzspannung gelegt wird (Abb. 1). Der hierbei fließende Primärstrom wird im Schweißmaschinentransformator auf einen Sekundärstrom hoher Stromstärke transformiert. Es wird also mit Wechselstrom hoher Stromstärke und geringer Spannung an den Elektroden geschweißt, wobei das primärseitige Ein- und Ausschalten des Stromes durch einen äußerst genau arbeitenden Wechselstromschalter, welcher Schweißtakter genannt wird, erfolgt. Da die Regelung der Schweißstromstärke im allgemeinen über Abgriffe am Schweißtransformator erfolgt und der Schweißtakter die Zeit des Stromdurchganges beliebig einzustellen gestattet, ist die erwähnte Forderung nach unabhängiger Einstellung für die das Schweißergebnis bestimmenden Größen Elektrodenkraft, Schweißstrom und Schweißzeit bei diesen Anlagen erfüllt. Aus dem Ausland sind Steuerungssysteme bekannt, bei denen

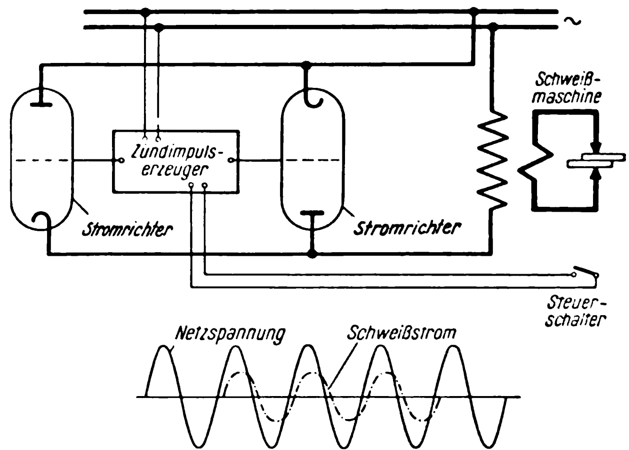


Abb. 1. Grundsätzliches Schaltbild einer Schweißmaschine mit Schweißtakter. Netzspannungs- und Schweißstromkurve bei 3 Perioden Schweißzeit



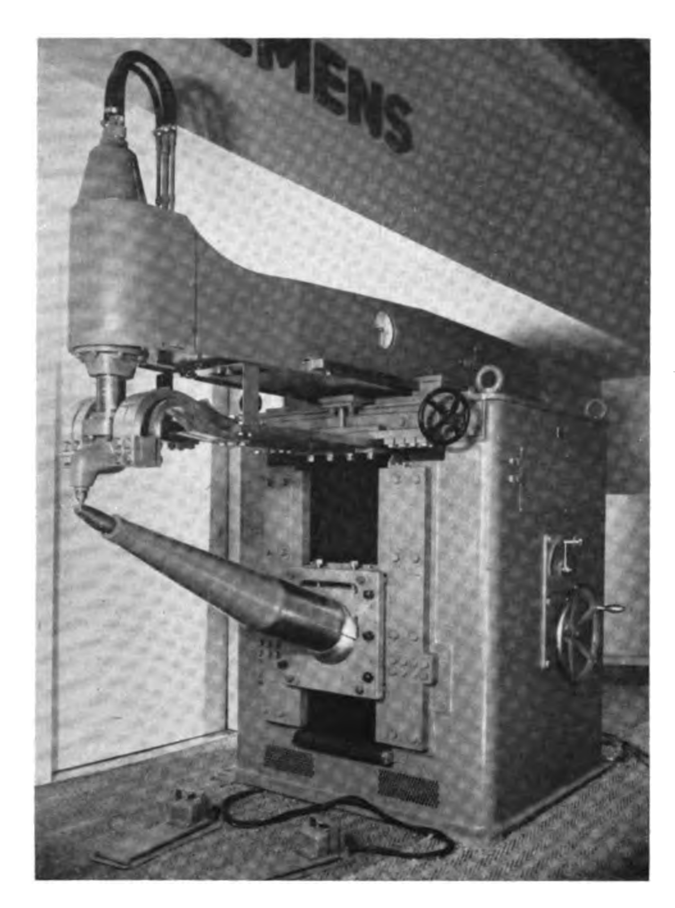


Abb. 2. Leichtmetall-Schweißmaschine WP 82

primärseitig mit Gleichstrom und mit magnetischer oder elektrostatischer Energiespeicherung gearbeitet wird. Beim Schweißvorgang wird die aufgespeicherte Energie über den Sekundärkreis entladen. Die Höhe und die Kurvenform des Schweißstromes sowie die Schweißzeit sind abhängig vom Ladezustand des Energiespeichers und den jeweiligen Ohmschen und induktiven Widerstandsverhältnissen im Sekundärkreis. Diese Ausführungen zeigen gegenüber den Anlagen mit Schweißtaktern erhebliche Nachteile, da die Einstellung für verschiedene Werkstoffe durch die Koppelung von Schweißstromstärke, Kurvenform und Schweißzeit schwierig ist und die günstigsten Einzelwerte meist nicht erreichbar sind.

Schweißmaschinen

Um für die verschieden gestalteten Werkstückformen je weils in der Fertigung eine Maschine zum Einsatz bringen zu können, welche in wirtschaftlicher Hinsicht günstig arbeitet, wurden mehrere Maschinentypen mit verschiedenen Armausladungen und Unterarmverstelleinrichtungen entwickelt. Da die zu verschweißenden größten Blechdicken praktisch bei Werkstücken verschiedenster Größe vorhanden sind, wurde für sämtliche Maschinentypen dieselbe Schweißleistung an den Elektroden zugrunde gelegt. Die Abb. 2 bis 4 zeigen einige Maschinentypen zum Punktschweißen. In Abb. 5 ist eine Nahtschweißmaschine gezeigt, welche aus der Typenreihe der Punktschweißmaschinen hervorgegangen ist und diese zur Herstellung von Dichtnähten und Reihenpunktschweißungen mit Scheibenelektroden ergänzt.

Für die zwischen den zu verschweißenden Blechen erzeugten Wärmemenge ist bei gleichbleibender Stromstärke und Schweißzeit im wesentlichen der Übergangswiderstand zwischen den Blechen maßgebend. Durch die blanke Oberfläche ist dieser Übergangswiderstand zwischen den durch die Elektroden zusammengepreßten Blechen sehr gering. Kleine Schwankungen der E l e k t r o d e n k r a f t geben eine sehr große Veränderung dieses an sich kleinen Übergangswiderstandes und damit große Schwankungen in der zwischen den Blechen erzeugten Wärmemenge. Es ist daher erforderlich, daß die günstigst eingestellte Elektrodenkraft für eine bestimmte Schweißaufgabe betriebsmäßig für jeden Schweißpunkt genauestens eingehalten wird.

Die geeignetste Antriebsart für die Bewegung der oberen Elektrode ist die Preßluft, da hierbei die Elektrodenkraft unabhängig vom Weg der oberen Elektrode ist. Im Gegensatz hierzu ist bei der Anwendung von Federantrieben beim Schweißen verschieden starker Bleche eine Nacheinstellung des Elektrodenabstandes notwendig, ebenso wenn der Abstand zwischen den Elektrodenspitzen beim Auswechseln vergrößert wird. Um durch Übertragungsglieder usw. keinen Kraftverlust zu haben und keine zusätzlichen Reibungskräfte in den Kraftfluß zu bringen, ist der Zylinder zur Erzeugung der Elektrodenkraft vorn an den Oberarm der Maschinen angeflanscht, und die Kolbenstange trägt als unteren Fortsatz den oberen Elektrodenkopf mit der Elektrodenhalterung. Durch eine Zweihubeinrichtung im Preßluftzylinder ist es möglich, mit einem kleinen Schweißhub auszukommen und mit dem Großhub die obere Elektrode rasch über Spanten und Pfetten zu übersetzen. Auch zum Wechseln der Elektrodenspitzen in der Fertigung wird die Großhubstellung benutzt, so daß das Auswechseln der Elektroden oben und unten in einigen Sekunden erfolgen kann. Beim Schweißen stark gewölbter Flugzeugteile muß die obere Elektrode sehr weich auf die Werkstücke aufgesetzt werden. Durch besondere Luftdämpfungseinrichtungen kann dies selbst bei den hohen Elektrodendrücken von etwa 300 kg einwandfrei erreicht werden.

Die Einstellung der Höhe des S c h w e i ß s t r o m e s erfolgt im allgemeinen durch Regelung der Sekundärspannung des Schweißtransformators, indem über Regelschalter primäre Wicklungsstufen an die Netzspannung gelegt werden. Eine feinstufige Regelung ist bei Maschinen hoher Leistung

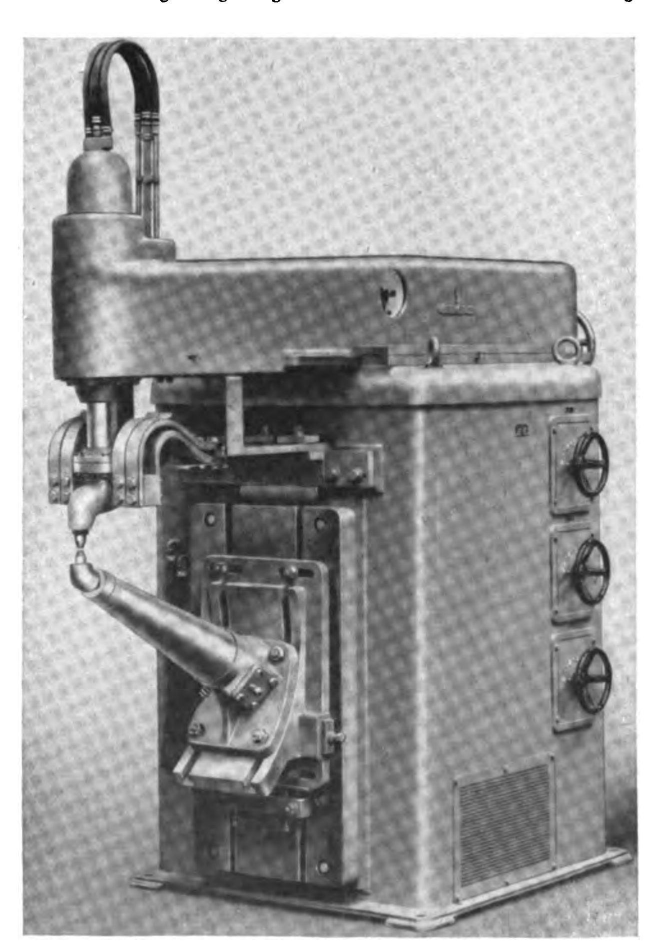


Abb. 3. Leichtmetall-Schweißmaschine WP 72

und veränderlicher Armausladung unbedingt notwendig. Die verschiedenen Materialsorten und Blechdicken erfordern jeweils einen günstigsten Stromwert zum Schweißen, wobei die oberen und unteren Grenzwerte für die besten Einstellungen sehr nahe beieinander liegen. Werden die Schweißarme entsprechend den Werkstückformen des Flugzeugbaues verstellt, so muß die Sekundärspannung des Schweißtransformators ebenfalls nachgeregelt werden, um den vor der Verstellung günstigsten Stromwert für die Schweißaufgabe wieder zu erhalten. Beim betriebsmäßigen Schweißen wird unter der Voraussetzung gleichen Werkstoffes bei geringen Änderungen in den Blechdicken meist nur eine Neueinstellung der Schweißstromstärke vorgenommen, während die Einstellungen von Elektrodenkraft und Schweißzeit unverändert bleiben. 20 bis 60 Regelstufen genügen je nach Maschinenart für eine feinstufige Regelung.

Der als kastenförmiger Träger ausgebildete Oberarm enthält bei allen Maschinentypen den zur Erzeugung der Elektrodenkraft erforderlichen Zylinder und die notwendigen Steuerventile. Die Ausgestaltung des oberen Elektrodenkopfes erfolgte mit Rücksicht auf die im Flugzeugbau üblichen Werkstückformen. Die gekröpfte Form des Elektrodenkopfes, in welchen die eigentliche Schweißelektrode mit Morsekegel eingesetzt wird, hat den Vorteil, daß man ohne weiteres in gewölbte Werkstücke hineingreifen kann.

Bei der Ausgestaltung des Unterarmes für die verschiedenen Arten von Punktschweißmaschinen ist zu beachten, daß der Unterarm zur Vermeidung einer größeren Durchbiegung durch die Elektrodenkraft während des Schweißvorganges möglichst kräftig ausgeführt werden soll, andererseits kleine Abmessungen anzustreben sind, damit an schwer zugänglichen Stellen, beispielsweise an Rippen in Leitwerknasen, die Verbindung der Bauelemente durch Punktschweißung ermöglicht wird. Außer einer großen Verstellmöglichkeit des Unterarmes in vertikaler Richtung ist die Möglichkeit geschaffen worden, den Unterarm gegen die Horizontale zu neigen.

Besondere Elektrodenkopfstücke, welche in dem Unterarm jedes Maschinentyps eingesetzt werden können, lassen sich der Form des zu verschweißenden Werkstückes anpassen und sind ihrerseits wieder imstande, eine Elektrodenspitze zu tragen. Durch diese Elektrodeneinsatzstücke mit Spitze in Verbindung mit einem schwenkbaren Unterarm ist man in der Lage — wie die Darstellungen in Abb. 6 zeigen — im Innern stark gewölbter Bauteile die Punktschweißung durchzuführen. Die Möglichkeit, für alle Punktschweißmaschinenarten dieselben Elektrodeneinsatzstücke und -spitzen verwenden zu können, gibt große Vorteile für die Herstellung der Elektroden und für die Lagerhaltung. Außerdem können die Elektroden ähnlich wie die Nietwerkzeuge genormt werden und, da die Schweißmaschinen gleiche Schweißleistung an den Elektroden besitzen, können sie nach wirtschaftlichen Gesichtspunkten entsprechend den Werkstückgrößen in die Fertigung eingesetzt werden.

Um einer Ermüdung des Schweißers weitgehend vorzubeugen, wurde zur Betätigung der Schweißmaschinen ein besonderer Fußschalter mit kleinen Betätigungswegen entwickelt (Abb. 4). Der Kraftaufwand zur Betätigung dieses Fußschalters ist gering, so daß ohne weiteres auch Frauen die Leichtmetall-Schweißanlagen bedienen können.

Schweißtakter.

Die Schweißtakter, welche, wie oben ausgeführt, trägheitslos arbeitende Wechselstromschalter darstellen, bestehen im wesentlichen aus zwei Quecksilberdampfgefäßen mit den zugehörigen Zünd- und Erregereinrichtungen (Abb. 7) und den Steuerungen für die Schweißzeit (Abb. 8 und 9).

Die Primär- und Sekundärstromkurvenformen sind bei dem Steuerungssystem mit Schweißtakter Sinuskurven. Dies wird dadurch erreicht, daß die Gitter der Quecksilberdampfgefäße durch die Zeitsteuereinrichtung in dem Augenblick geöffnet werden, in dem der Primärschweißstrom seinen natürlichen Nulldurchgang hat. Die Phasenverschiebung



Abb. 4. Leichtmetall-Schweißmaschine WP 62

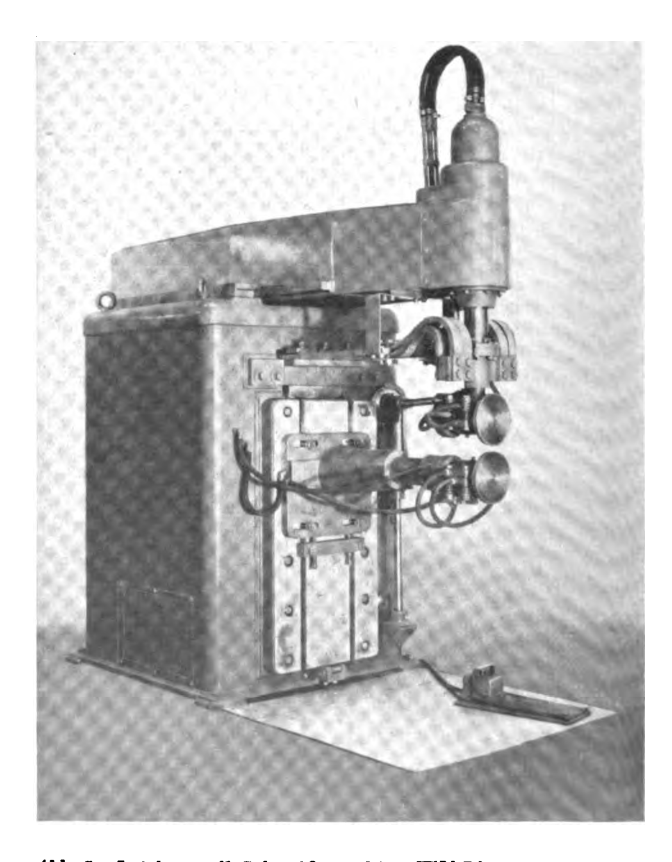
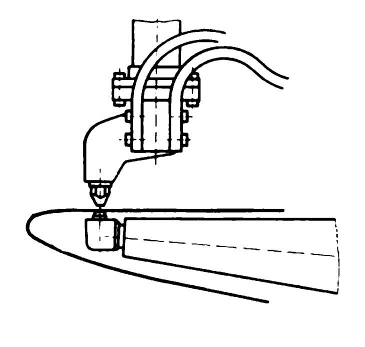
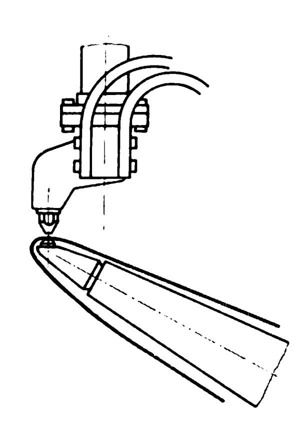


Abb. 5. Leichtmetall-Schweißmaschine WN 72





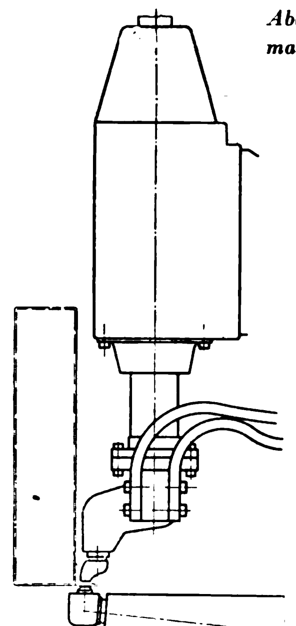
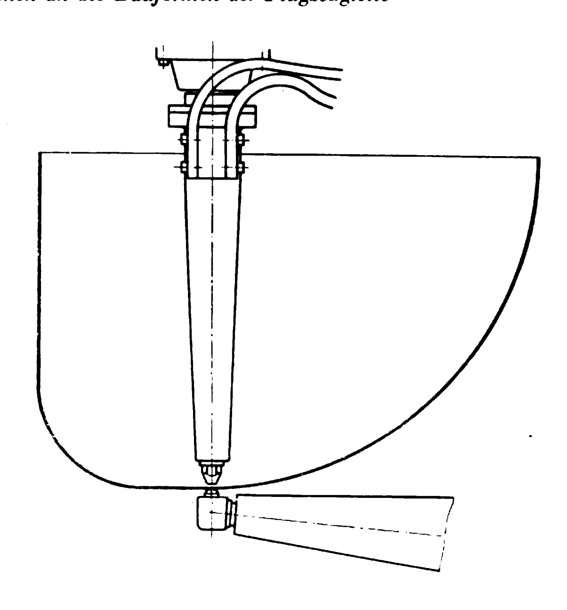


Abb. 6. Anpassung der Unterarme der Leichtmetall-Schweißmaschinen an die Bauformen der Flugzeugteile



zwischen Netzspannung und Primärstrom des Schweißtransformators beträgt im Mittel 60 elektrische Grade ($\cos \varphi = 0{,}5$), d. h. 60 elektrische Grade nach dem Nulldurchgang der Netzspannungslinie werden beim Schweißvorgang durch positive Gitterbeaufschlagung die Hauptgefäße geöffnet (Abb. 1). Der Stromeinsatzpunkt ist demnach durch die Steuerung selbst festgelegt und unabhängig vom Betätigungszeitpunkt des Fußschalters. Die Gefäße führen den Primärstrom entsprechend der eingestellten Schweißzeit. Die Beendigung des Stromdurchganges erfolgt wieder im natürlichen Nulldurchgang des Primärstromes, da das Glasgefäß, welches den Strom der letzten Halbwelle führt, bis zu diesem Zeitpunkt auf Grund seiner Eigenschaften als Quecksilberdampfventil geöffnet bleibt.

Die Werkstoffeigenschaften und die Forderung, bei verformten Flugzeugbauteilen die Verbindungen durch Schweißen unter Einhaltung größter Konturgenauigkeit herzustellen, sowie wirtschaftliche Gesichtspunkte führten zur Entwicklung und Einführung verschiedener Ausführungsformen für die Steuerungen der Schweißzeit und des Schweißstromes mittels Schweißtakter. Diese verschiedenartig aufgebauten Steuerstufen werden nach dem Baukastensystem hergestellt und können beliebig in die Leistungsstufen mit den Quecksilberdampfgefäßen und Hilfseinrichtungen eingebaut werden.

Die V o l l p e r i o d e n s t e u e r u n g für Einzelpunktschweißung ermöglicht die Einstellung von Schweißzeiten in vollen Perioden der Netzspannung, wobei im allgemeinen ein Einstellbereich von 1 bis 25 Perioden vorgesehen ist. Der Schweißtakter arbeitet hierbei als reiner Wechselstrom-

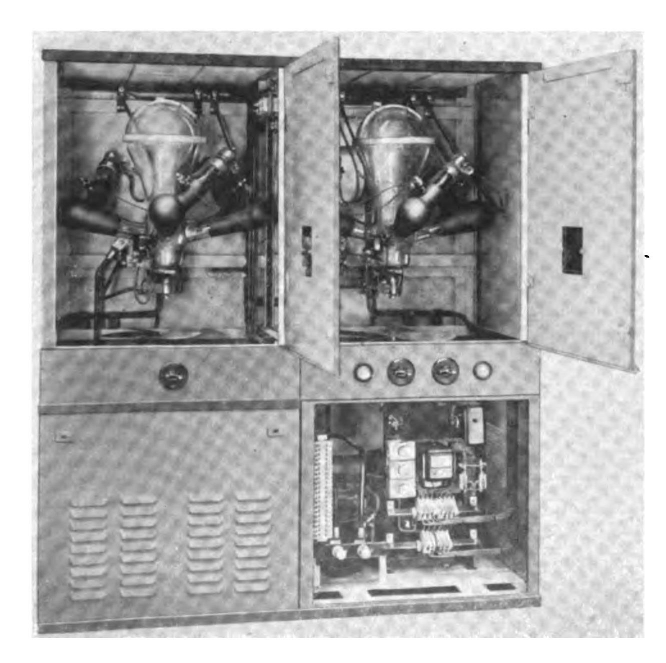
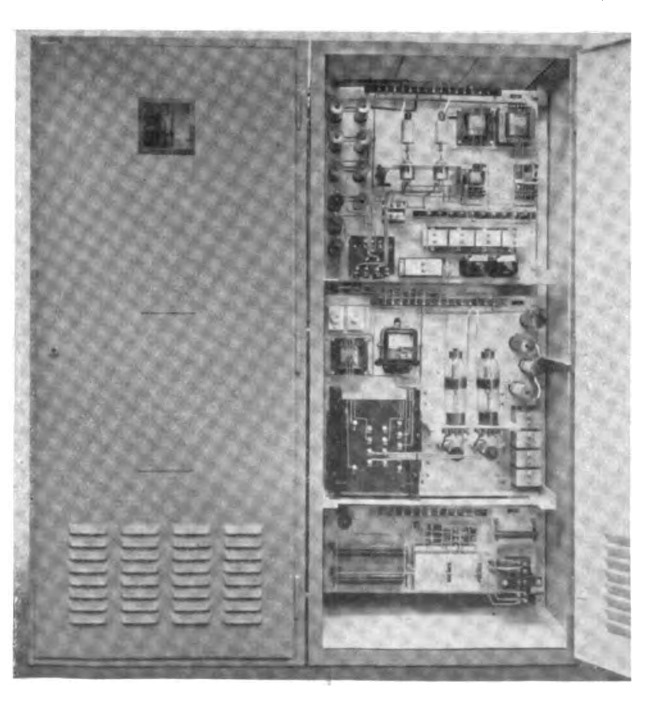


Abb. 7 (oben). Vorderansicht eines Schweißtakters mit 2 Quecksilberdampfgefäßen und den zugehörigen Zünd- und Erregersätzen

Abb. 8 (rechts). Rückansicht eines Schweißtakters mit den Steuertafeln für die Schweißzeit



schalter, welcher über die vorher eingestellte Zeit in Perioden die Schweißmaschine an Netzspannung legt. Die Steuerstufe (Abb. 8 oben), welche die Schweißzeit bestimmt, arbeitet mit Glühkathodenröhren in Verbindung mit Zeitgliedern aus Widerständen und Kondensatoren (Abb. 10). Außerdem wird durch diese Zeitsteuerung, wie bereits erwähnt, der Einschaltzeitpunkt des Primärschweißstromes so festgelegt, daß er mit seinem natürlichen Nulldurchgang zusammenfällt und dadurch keine Überströme im Netz beim Einschalten der Schweißmaschine auftreten. Der dem Speisenetz entnommene Strom ist unverzerrt und hat Sinusform.

Die selbsttätige Bewegung der oberen Elektrode einer Punktschweißmaschine mit einer vorher festgelegten Hubzahl je Minute und unter Einhaltung der eingestellten Schweißzeit wird durch die Serienpunktsteuerung geregelt. Diese Steuerstufe ist ebenfalls wieder unter Verwendung von Glühkathodenröhren und Zeitgliedern aus Widerständen und Kondensatoren (ähnlich Abb. 8 oben) aufgebaut. Ein Einstellbereich von 30 bis 100 Hüben je Minute ist unter Berücksichtigung der geforderten Schweißpunkteigenschaften und der gewölbten Bauformen des Flugzeugbaues ausreichend. Sollte durch ein Versehen die Einstellung der Schweißzeit nicht in Einklang stehen mit der geforderten Hubzahl je Minute, so wird durch die Serienpunktsteuerung selbsttätig die Hubzahl je Minute der versehentlich eingestellten Schweißzeit angepaßt, so daß keine Störungen, wie Abheben der oberen Elektrode vom Werkstück unter Strom auftreten können. Die Beendigung des Serienpunktschweißens erfolgt durch die Betätigung eines Fußschalters; da dieser Abschaltvorgang unter Umständen während der Schweißzeit vorgenommen wird, enthält die Steuerstufe eine besondere Vorrichtung, mit welcher der letzte Schweißpunkt einwandfrei fertiggestellt wird, bevor die obere Elektrode in ihre Ruhelage geht.

Zur Herstellung dichter Nähte oder Reihenpunktschweißungen mit großen Punktabständen unter Verwendung von Scheibenelektroden wird eine Nahtsteuerung (ähnlich Abb. 8 oben) verwendet. Der rhythmische Wechsel zwischen Stromdurchgang und Pausenzeit wird durch eine Zeitsteuerung mit Glühkathodenröhren bewirkt, wobei die Zeitbestimmung für den Stromdurchgang und die Pause ebenfalls wieder durch Zeitglieder aus Widerständen und Kondensatoren erfolgt. Eine derartige rein elektrische Steuerung gestattet die voneinander völlig unabhängige Einstellung der Stromzeit und der Pausenzeit in Perioden der Netzspannung. Durch diese freie Einstellungsmöglichkeit von Strom und Pause lassen sich die Wärmezufuhr und Schweißgeschwindigkeit dem Werkstoff und der Werkstückform genau anpassen. Besondere Bedeutung hat dies bei der Herstellung von Dichtnähten an dünnwandigen Leichtmetallbauteilen, welche nach dem Schweißen keine Verwerfungen oder Verziehungen aufweisen dürfen.

Bei der Punkt-, Serienpunkt- und Nahtsteuerung wird die Eigenschaft des



Abb. 9. Kleinschweißtakter für die Schweißmaschine WP 62. Steuerstufe und Leistungsstufe sind hier übereinandergebaut, um kleine Abmessungen der Grundfläche des Gerätes zu erhalten



Abb. 10. Einstellgerät für die Schweißzeit in Verbindung mit der Vollperiodensteuerung für den Schweißtakter nach Abb. 7 und 8

Schweißtakters als reiner Wechselstromschalter benutzt. Die Möglichkeit bei den gittergesteuerten Quecksilberdampfgefäßen, den „Zündzeitpunkt", d. h. den Stromeinsatzpunkt innerhalb jeder Periode vorzubestimmen, eröffnete neue Wege für die Steuerungstechnik.

Wird aus metallurgischen Gründen heraus oder bei besonderen Schweißaufgaben gefordert, daß nicht eine bestimmte Zahl von Vollperioden durch den Schweißtakter geschaltet werden, sondern die durch den Schweißstrom bedingte Wärmeerzeugung an der Schweißstelle nach einem vorbestimmten Programm erfolgen soll, so werden die Zündzeitpunkte für die einzelnen Perioden von der Programmsteuerung aus an die Gitter der Quecksilberdampfgefäße vorgegeben. Die aufeinanderfolgenden Perioden haben nun nicht mehr reine Sinusform, sondern die Stromkurven bilden Abschnitte aus diesen Sinuskurven mit einer Basis, die um so größer ist, je höher der gewünschte Energieinhalt für die betreffende Periode sein soll. Da nun die Zündzeitpunkte für die einzelnen Perioden innerhalb des Programms stets zeitlich nach dem natürlichen Nulldurchgang des Primärschweißstromes liegen, entstehen auch hier keinerlei Überströme und dadurch bedingte zusätzliche Spannungsänderungen während des Schweißvorganges im Netz.

Wärme

Zeit

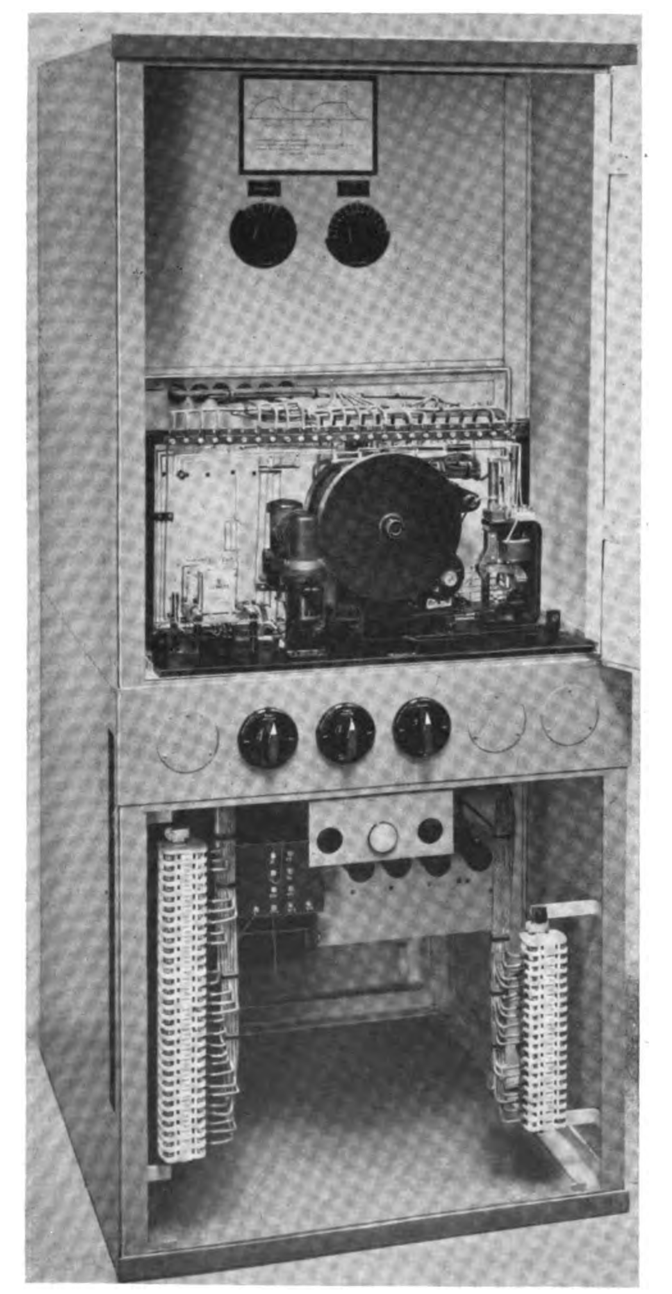
Abb. 11. Auswahl von Wärmeprogrammen, welche an der Schweißstelle mit der Stromprogrammsteuerung erzeugt werden können

In Abb. 11 ist eine beliebig zu erweiternde Auswahl von Wärmeprogrammen dargestellt. Die universelle Einstellmöglichkeit der Stromprogrammsteuerung wird durch die Anwendung einer lichtelektrischen Steuervorstufe erreicht (Abb. 12). Ein auf eine Photozelle gerichteter Lichtstrahl wird durch die Schlitze am Umfang einer synchron zur Netzfrequenz umlaufenden Scheibe gesteuert. Die Zahl und Lage

dieser Steuerschlitze bestimmen die Dauer der Schweißzeit und den Aussteuerungsgrad, d. h. den Energieinhalt der einzelnen durchgelassenen Perioden. Die Steuerstufe (Abb. 13) verwandelt die von der lichtelektrischen Vorstufe abgegebenen elektrischen Impulse in Zündimpulse für die Quecksilberdampfgefäße der Leistungsstufe (Abb. 7).

Die Programmscheiben sind leicht herzustellen oder können mit beliebigen Stromprogrammen fertig bezogen werden; das Umwechseln erfolgt wie bei Grammophonplatten. Die Stromprogrammsteuerung hat als universellste und dabei technisch einfache Steuerung ein ausgedehntes Anwendungsgebiet erhalten in der Großfertigung von Flugzeugbauteilen aus hochfesten, kupferhaltigen Aluminiumlegierungen, insbesondere wenn Verbindungen an verformten Bauelementen durchzuführen sind.

Zur Klärung besonderer Schweißaufgaben kann in Verbindung mit der Stromprogrammsteuerung die Druckprogrammsteuerung eingesetzt werden. Mit dieser Steuerung können Programme für den Elektrodendruck während des Schweißvorganges mit beliebig einstellbaren Druckhöhen und regelbaren Druckzeiten gefahren werden. In Verbindung mit der Stromprogrammsteuerung hat man die umfassendsten Möglichkeiten, für eine Schweißaufgabe die günstigsten Druck- und Wärmeverhältnisse festzustellen und dann für die Fertigung vorzuschreiben.



Sondereinrichtungen

Die strenge Forderung im Flugzeugbau, konturgenaue Bauteile herzustellen, sowie wirtschaftliche Gesichtspunkte führten zur Einführung verschiedener Sondereinrichtungen, von denen hier zwei kurz erwähnt seien.

Bei der Zweimaschinenanordnung (Abb. 17) werden zwei Schweißpunkte gleichzeitig hergestellt, so daß beispielsweise beim Schweißen von Pfetten auf Hautbleche praktisch keine Verziehungen oder Verwerfungen der Bauteile festzustellen sind. Beide Maschinen werden durch einen Schweißtakter geschaltet, welcher je nach Werkstoffart mit Programmsteuerung ausgerüstet ist. Bei Anwendung von Vorrichtungen für den Vorschub des Werkstückes und Sonderelektrodenköpfen an den Maschinen können hohe Arbeitsgeschwindigkeiten erzielt werden.

Die Einrichtung besonderer Elektroschweißabteilungen im Zuge der Großfertigung von Flugzeugbauteilen legte den Gedanken nahe, verschiedene Schweißmaschinen mit ähnlichen Schweißaufgaben im Steuerteil zusammenzufassen, um dadurch die Anlagekosten zu senken. Die Kopfzellensteuerung in Verbindung mit Schweißtaktern steuert eine bis vier Punktschweißmaschinen, wobei grundsätzlich die Stromprogrammsteuerung mit beliebiger Einstellung des Wärmeprogramms innerhalb bestimmter Schweißzeiten angewandt wird. Außerdem wird von der Kopfzelle aus der Serienpunktbetrieb der Schweißmaschinen und der Netzlastausgleich geregelt.

Überwachungseinrichtungen

Da die Entwicklung von Geräten zur zerstörungsfreien Prüfung von Schweißverbindungen am fertigen Leichtmetallbauteil noch nicht abgeschlossen ist, muß die Kontrolle im wesentlichen auf die Herstellung des Schweißpunktes beschränkt bleiben, d. h. die Einhaltung der günstigsten Schweißbedingungen bezüglich Elektrodenkraft, Strom und Zeit muß betriebsmäßig für jeden Schweißpunkt überwacht werden können.

Die in jeder Schweißmaschine eingebaute Luftdruckmeßeinrichtung mit Oberwert-Schließkontakt gewährleistet den Einsatz des Schweißstromes erst, nachdem in der Arbeitskammer des Preßluftzylinders der Luftdruck vorhanden ist, welcher der eingestellten Elektrodenkraft entspricht.

Abb. 12 (links). Ansicht der lichtelektrischen Vorstufe für die Programmsteuerung in Verbindung mit dem Schweißtakter nach Abb. 7 und 8

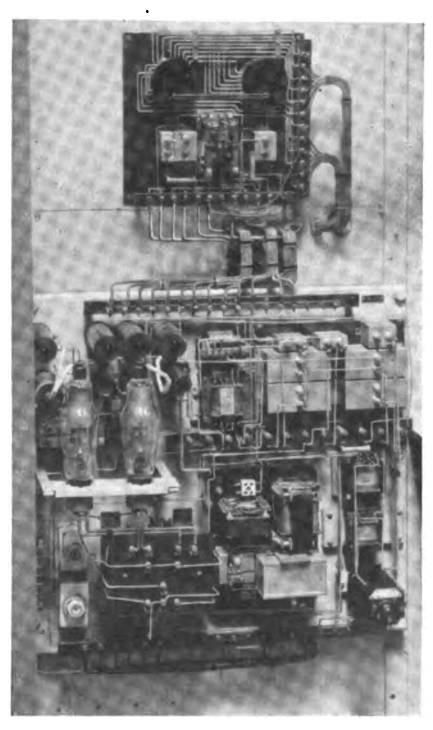
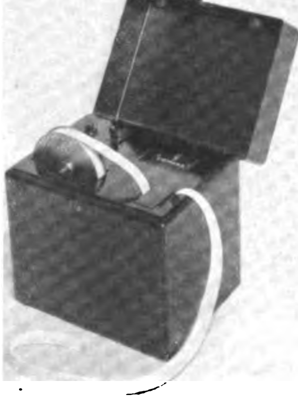


Abb. 13. Steuerstufe für die Programmsteuerung (Rückansicht von Abb. 12)



Abb. 14. Schweißstromprüfer und -überwacher zur Einstellung, Prüfung und Überwachung des Sekundär-Schweißstromes



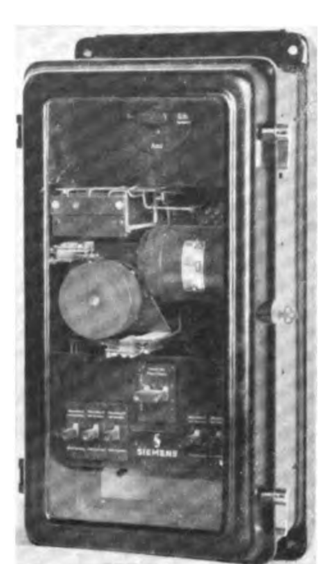


Abb. 15 (oben). Schweißzeitprüfer zur Feststellung der Periodenzahl des Schweißstromes für Punkt- und Nahtschweißbetrieb

Abb. 16 (links). Stoßlastverteiler für den Anschluß mehrerer Leichtmetall-Schweißanlagen an einen Hochspannungstransformator

In Abb. 14 ist ein Schweißstromprüfer dargestellt, welcher zur Einstellung einer Schweißmaschine für eine bestimmte Stromstärke den Sekundärstrom bis etwa 50 000 A effektiv auch bei kurzen Schweißzeiten abzulesen gestattet. Durch ein zusätzliches Überwachungsgerät können Abweichungen des Schweißstromes von einem vorher eingestellten Sollwert im Schweißbetrieb sicht- oder hörbar kenntlich gemacht werden.

Der Schweißzeitprüfer (Abb. 15) zeichnet auf einen Wachspapierstreifen für jede Periode des fließenden Schweißstromes ein Rechteck auf und wird zur gelegentlichen Überwachung der Schweißanlage eingesetzt. Das Gerät ist für Punkt- und Nahtschweißbetrieb geeignet.

Anschlußfragen

Leichtmetall-Widerstandschweißanlagen werden am zweckmäßigsten über einen besonderen Transformator an die Hochspannung angeschlossen. Wird hierfür ein Drehstromtransformator mit der Schaltung primär Dreieck und sekundär Stern gewählt, so ergibt sich im Hochspannungsnetz eine Lastverteilung auf die drei Phasen. Um beim Anschluß mehrerer Schweißanlagen mit Schweißtaktern an einen Hochspannungstransformator keine unzulässigen Spitzenbelastungen zu erhalten, können über einen Stoßlastverteiler (Abb. 16) in rascher Folge nacheinander entweder die Anlagen einzeln oder in Gruppen für den Schweißvorgang freigegeben werden. Beim Einsatz der Kopfzellensteuerung für mehrere Anlagen erfolgt dieser Netzlastausgleich direkt von der Steuerung aus.

Zusammenfassung

Die Entwicklung von Leichtmetall-Widerstandschweißanlagen muß aus der genauesten Kenntnis der Werkstoffeigenschaften und der Werkstückabmessungen und -formen heraus erfolgen. Nur der Einsatz von Schweißmaschinen mit Einrichtungen zur Erzeugung hoher Elektrodenkräfte und insbesondere großer elektrischer Leistung in Verbindung mit trägheitslos arbeitenden Wechselstromschalteinrichtungen bieten für die Herstellung von Schweißverbindungen die Sicherheit, die in der Flugzeuggroßfertigung verlangt werden muß. Die Verwendung von Quecksilberdampfgefäßen in den Wechselstromschalteinrichtungen gestattet in treffsicherer Weise die Regelung der Schweißzeit und die Lösung besonderer Schweißaufgaben durch die Programmsteuerung.

Abb. 17 (unten). Zweimaschinenanordnung aus zwei Schweißmaschinen WP 72. Die Anlage wird durch einen Schweißtakter (Abb. 7 und 8) gesteuert



Zur Aerodynamik des Tierfluges

von Dr. D. KÜCHEMANN und Dozent Dr. E. v. HOLST) in Göttingen*

Die Abhandlung verfolgt den Zweck, auf bisher meist unbeachtet gebliebene physikalische und technische Probleme des Tierfluges hinzuweisen. Nach einer einleitenden Besprechung der aerodynamischen Bedingungen der verschiedenen tierischen Flugweisen wird als Diskussionsgrundlage eine quasistationäre Theorie des schwingenden Flügels entwickelt. Verschiedene tierische Flugarten nachahmende Schwingenflugmodelle werden besprochen. Am Schluß werden Parallelentwicklungen in der tierischen und menschlichen Flugtechnik am Beispiel der Hochauftriebserzeugung aufgezeigt.

Überblick über die auftretenden Problemkreise

Es ist unsere Absicht, zu zeigen, daß die Beschäftigung mit den tierischen Flugweisen, trotz des grundsätzlichen Unterschiedes zum Menschenflug, allgemeines Interesse beanspruchen darf. Abgesehen davon, daß in diesem Gebiet der Biologe ohne die Hilfe des Aerodynamikers nicht auskommt, begegnet der letztere hier einer großen Mannigfaltigkeit von physikalischen Problemen und vielfach auch den gleichen technischen Sonderaufgaben, die in oft überraschend ähnlicher Weise wie in der Flugtechnik gelöst werden. Es dürfte sich daher lohnen, wenn von seiten der Technik die tierischen Flugweisen gründlicher und aerodynamisch einwandfreier untersucht werden, als es bisher seitens der Biologen geschehen ist; theoretische und praktisch-technische Anregungen werden sich bestimmt in großer Zahl ergeben, da die Natur an den zu bewältigenden Aufgaben seit Jahrmillionen, der menschliche Geist aber erst seit einigen Jahrzehnten herumexperimentiert. Denn außer *Lilienthal*, der die seinerzeit fundamentale Erkenntnis der Bedeutung vor allem gewölbter, aber auch dicker und vorn abgerundeter Flügelprofile unmittelbar seinen Vogelstudien verdankt, hat noch niemand die Flugbiologie der Flugtechnik erfolgreich nutzbar gemacht.

Die Fähigkeit zu aktivem Fluge wurde im Tierreich nicht weniger als viermal zu verschiedenen Zeiten „erfunden": von den Insekten, den seit Jahrmillionen ausgestorbenen Flugsauriern (bei denen es Formen mit 9 m Spannweite gab), den Vögeln und den Fledermäusen. Das anatomisch technische Ausgangsmaterial und die dadurch bedingten Entwicklungsmöglichkeiten waren jedesmal andere; gleichwohl finden wir heute im Tierreich nicht etwa vier historisch bedingte Flugarten, sondern in allmählicher Anpassung an bestimmte Lebensbedürfnisse haben sich eine Anzahl von Flugtypen entwickelt, für die man Vertreter in ganz verschiedenen Tierklassen finden kann. Ein System des Tierfluges nach aerodynamischen Gesichtspunkten läßt sich zur Zeit noch nicht aufstellen, da vielfach genauere Unterlagen fehlen. Daher wollen wir zunächst einige in diesem Zusammenhang noch nicht erörterte Gesichtspunkte an Beispielen erläutern.

Ein Hauptmerkmal des Tierfluges ist die schwingende Bewegung der Flügel, welche somit nicht stationär umströmt werden. Die instationäre Tragflügeltheorie, die wir für einen theoretischen Überblick über die Strömungserscheinungen zu Rate ziehen müssen[1]), hat gezeigt, daß die physikalischen Vorgänge dabei durch einen neuen Parameter ν, die reduzierte Frequenz, gekennzeichnet sind. $\nu = ns/v$ wird aus der Frequenz n des Flügelschlages, der Halbspannweite s und der Anströmgeschwindigkeit v gebildet. $\frac{1}{\nu} = \frac{\lambda'}{s}$ bedeutet die auf die Halbspannweite bezogene Wellenlänge λ'. Für Vorgänge am Flügelschnitt ist die mit der halben Flügeltiefe $l/2$ gebildete reduzierte Frequenz maßgebend. — Bei $\nu = 0$ ist die Bewegung stationär, mit wachsendem ν macht sich zunächst der Einfluß der durch die Zirkulationsänderung periodisch abgehenden Wirbel und dann der Einfluß der Massenbeschleunigungen der Luft bemerkbar. Ist ν klein (etwa in der Größenordnung 0,1 bis 0,2), so kann man die instationären Einflüsse vernachlässigen und annehmen, daß in jedem Zeitpunkt die Strömungsverhältnisse herrschen, wie sie im stationären Falle sein würden. Die reduzierten Frequenzen der mittleren bis großen Vögel im Horizontalflug bewegen sich nach verschiedenen vorliegenden Daten um 0,1 (z. B. Wanderfalke um 0,06, Taube um 0,08, Krähe um 0,11, Rebhuhn um 0,12[2])). Man könnte daher versuchen, hier mit einer quasistationären Theorie auszukommen. Eine solche für den Fall einer einfachen Bewegung (wobei der Flügel als Ganzes auf- und abschwingt) soll im zweiten Abschnitt, Möglichkeiten experimenteller Untersuchung im dritten besprochen werden.

Bei vielen Insekten und manchen kleinen Vögeln, ebenso bei größeren für Start und Landung, dürfte die reduzierte Frequenz jedoch wesentlich größer sein. Im Extremfall des Fliegens auf der Stelle, wobei die Flügel meist in annähernd horizontaler Bahn bewegt werden (Kolibri, viele Insekten), könnte man eine Theorie in Anlehnung an die beim Hubschrauber entwickelten Vorstellungen versuchen[3]).

Die Tatsache, daß bei Vögeln Geschwindigkeiten von über 100 km/Std. nicht selten sind (für den Wanderfalken sind Reisegeschwindigkeiten von über 200 km/Std. gemessen), und daß andererseits, wenn wir von Wasservögeln absehen, meistens Punktlandungen ausgeführt werden müssen, läßt vermuten, daß wir außer dem Hilfsmittel des Rüttelfluges (nach K. Lorenz [3] „Bremsrütteln") auch solche Hochauftriebsmittel finden werden, wie die Flugtechnik sie verwendet. Von ihnen wird im vierten Abschnitt die Rede sein.

Bei den Fragen der Grenzschichtbeeinflussung wird naturgemäß die Reynoldssche Zahl eine entscheidende Rolle spielen. Sie liegt bei vielen Vögeln im Horizontalflug über 100 000 (Bussard etwa 250 000, Taube etwa 300 000, Fregattvogel etwa 300 000, Wanderfalke bis 550 000). Dementsprechend ist bei diesen Vögeln die aerodynamische Gestaltung (Flügelform, Flügelprofil, Rumpfform, Oberflächenbeschaffenheit) der unserer Flugzeugtypen durchaus vergleichbar. Gänzlich anders liegen die Verhältnisse jedoch bei der Mehrzahl der Insekten. Eine gewisse Schwierigkeit bietet hier die hohe Schlagfrequenz, weil dadurch die Anströmgeschwindigkeit an den einzelnen Stellen der Flügelspannweite sich stark ändert. Als Mittelwerte Reynoldsscher Zahlen kann man abschätzend angeben: Kohlweißling 500, Hummel 4000, Libelle 6000. Bei diesen kleinen Reynoldsschen Zahlen ist es nun sehr fraglich, ob sich überhaupt eine Zirkulation um den Flügel, wie es die Tragflügeltheorie voraussetzt, ausbilden kann. Es ist bekannt, daß bei den Reynoldsschen Zahlen der in der Flugtechnik üblichen Größenordnung diese ideale Strömung deshalb als Näherung für die wirkliche Strömung verwendbar wird, weil durch die turbulenten Reibungsschichten die Strömung praktisch bis zum hinteren Ende des Flügels anliegt[4]). Unter diesem Gesichtspunkt wäre zu vermuten, daß die Insekten Vorrichtungen

*) *Erweiterte Fassung eines Vortrages des einen Autors (v. H.) vor der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung in Berlin.*

[1]) *Vgl. H. G. Küßner [1], [2]. Dort weitere Schrifttumsangaben.*

[2]) *Es gibt zwar zahlreiche Messungen von Geschwindigkeiten und Schlagzahlen, aber leider noch keine zusammengehörigen unter dem Gesichtspunkt der reduzierten Frequenz, weshalb den angegebenen Zahlen eine gewisse Unsicherheit zukommt.*

[3]) *Nur nebenbei sei hier erwähnt, daß auch das in der Flugtechnik so wichtige Problem des (passiven) Flügelflatterns bei Vögeln eine Rolle spielt: vgl. K. Lorenz [3]. Auf die sehr inhaltsreiche Arbeit dieses Biologen sei besonders hingewiesen.*

[4]) *Vgl. L. Prandtl [4].*

besitzen werden, um die möglicherweise laminare Strömung künstlich turbulent zu machen. In der Tat findet man bei mikroskopischer Betrachtung bei vielen Insektenflügeln, besonders an der Flügelvorderkante, Haare, Borsten oder Zähne, die durchaus diesem Zweck dienen könnten, zumal eine andere biologische Funktion oft nicht ersichtlich ist (Abb. 1). Auch das bei den Insekten stets dünne und zur größeren Festigkeit oft mehrfach geknickte Profil könnte in demselben Sinne wirken und mindestens nicht schädlich sein.

Außer den angegebenen Fragen werden auch die der Flugmechanik beim Tierflug eine Rolle spielen, worüber sich heute allerdings nur sehr wenig sagen läßt. So ist es z. B. ungewiß, ob die bei den Flugzeugen so wichtigen Fragen der Stabilität beim Vogel akut werden, da dieser jederzeit die Möglichkeit hat, einen instabilen Flugzustand reflektorisch wieder auszugleichen. Unsere Erfahrungen mit den Flugtieren nachgebauten Schwingenflugmodellen, die auch in stark bewegter Luft außergewöhnlich gute Stabilitätseigenschaften zeigten, lassen uns vermuten, daß Gleichgewichtsreflexe bei den Flugtieren eine sehr viel geringere Rolle spielen dürften, als man von vornherein annehmen möchte. An Hand dieser Modelle werden wir dann auch einige Abschätzungen über die erforderlichen Leistungen machen, eine Frage, die man am lebenden freifliegenden Objekt naturgemäß kaum untersuchen kann.

Schließlich werden die Regeln der Ähnlichkeitsmechanik bei der Übertragung von Ergebnissen an Flugzeugen auf die Flugtiere und bei Vergleichen innerhalb der fliegenden Tierwelt zu beachten sein. Soweit man voraussetzen darf, daß die physikalischen Vorgänge nicht grundsätzlich von denen an Flugzeugen verschieden sind (größere Reynoldssche Zahlen, kleine reduzierte Frequenzen), wird man manche Daten aus der Flugtechnik auf diese Weise übernehmen können.

Quasistationäre Theorie des schwingenden Flügels

Die Überlegungen dieses Abschnitts sollen nicht allein dazu dienen, die wesentlichsten Luftkräfte am schwingenden Flügel abschätzend zu bestimmen, sondern sollen vor allem auch den Überblick über die Art der Bewegung und die sich daraus ergebenden Wirkungen erleichtern. Wir betrachten einen in sich starren Flügel endlicher Spannweite. Er schwinge senkrecht zur Anströmrichtung und ändere außerdem periodisch seinen Anstellwinkel durch Drehschwingungen um eine im Flügel liegende horizontale Achse ($l/4$-Linie) oder durch periodische Klappenausschläge. Wir wollen den im Mittel stationären Horizontalflug betrachten. In einem raumfesten Koordinatensystem (x-Achse horizontal, positiv nach vorn, z-Achse vertikal, positiv nach oben) verlaufe die Bewegung eines Punktes ($l/4$-Punkt) des Flügelmittelschnitts in der Bahn:

$$z(x) = a s \cos\left(\frac{2\pi n}{v}\, x\right),$$

wobei s die Halbspannweite, $a \cdot s$ die von der Koordinate y in Spannweitenrichtung unabhängige Amplitude der Schlagschwingung, n die Frequenz und v die (als konstant angesehene) Bahngeschwindigkeit ist[5]). Wir machen die auftretenden Längen mit der Halbspannweite dimensionslos:

$$(1) \qquad \zeta(\xi) = a \cos 2\pi\nu\xi$$

($\xi = x/s; ..$). In dieser Gleichung tritt die reduzierte Frequenz $\nu = ns/v$ auf, welche wir, wie oben dargelegt wurde, als eine kleine Größe ansehen wollen. Wir nehmen also an, daß an jeder Stelle ξ der Bahn sich genau die Luftkräfte einstellen, wie sie bei dem betreffenden Anstellwinkel für den Flügel im stationären Falle sein würden. Es interessieren uns nun vor allem die Vertikalkraft Z und die Horizontalkraft X am Flügel an jeder Stelle ξ und ihre Mittelwerte über eine Wellenlänge. Ihre mit $\frac{\varrho}{2} v^2 F$ gebildeten Beiwerte c_z und c_x bestimmen sich aus c_a und c_w nach

$$(2) \qquad c_z = c_a + c_w \cdot \gamma \approx c_a$$

$$(3) \qquad c_x = -c_a \cdot \gamma + c_w$$

wobei

$$(4) \qquad \gamma(\xi) = -\frac{d\zeta}{d\xi} = 2\pi\nu a \sin 2\pi\nu\xi$$

der Winkel zwischen der Bahn und der Horizontalen an jeder Stelle ξ ist und nach unseren Voraussetzungen als klein angenommen werden kann. Schließlich machen wir für den (von der Bahnrichtung aus gerechneten) Anstellwinkel α den Ansatz:

$$(5) \qquad \alpha(\xi) = \alpha_0 + \alpha_1 \cdot \cos(2\pi\nu\xi - \varphi),$$

indem wir naturgemäß für die Anstellwinkelschwingung dieselbe Frequenz wie für die Schlagschwingung ansetzen. Um

[5]) *Einen im Prinzip ähnlichen Ansatz findet man bei A. Lippisch [5].*

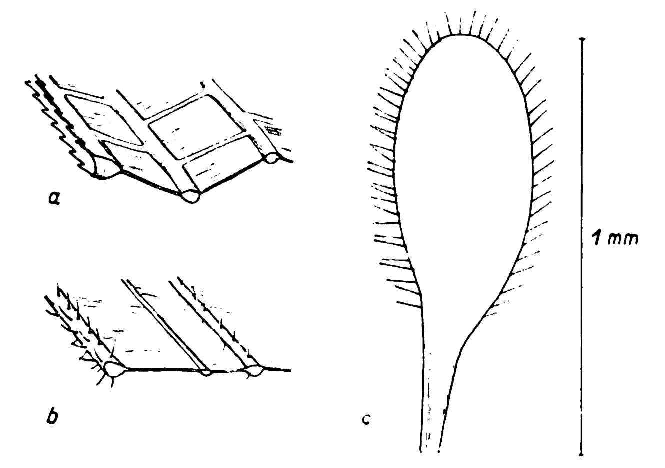
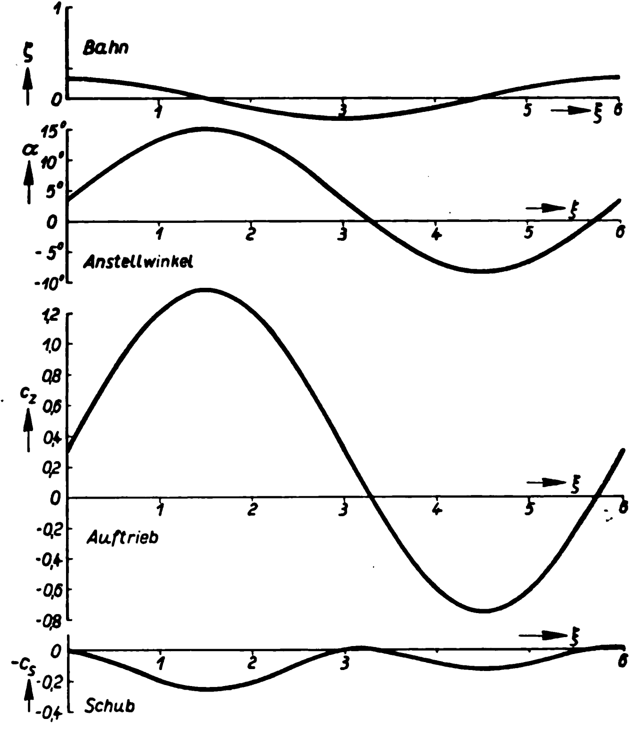


Abb. 1. Turbulenzerzeugende Vorrichtungen an Insektenflügeln: a) Schnitt der vorderen Kante eines Libellenflügels (Calopteryx) mit Sägezähnen; b) Ansicht der gleichen Stelle eines Mückenflügels (Tipula) mit Borsten; c) Flügel einer Gallmücke (Oligarces) mit randständiger Behaarung des breiten Flügelteils. (Etwa übereinstimmender Vergrößerungsmaßstab der drei Bilder)



$a = 0{,}2;\ va = 0{,}033;\ \alpha_0 = 3{,}75°;\ \alpha_1 = 11{,}25°;\ \bar{c}_z = 0{,}34;\ \bar{c}_s = -0{,}09;\ \eta = 0{,}84$

Abb. 2. Bewegung und Luftkräfte im Verlauf einer Schwingung für ein Zahlenbeispiel (als Ganzes schwingender Flügel)

c_a und c_w durch den Anstellwinkel ausdrücken zu können, nehmen wir an, daß der Flügel in jedem Bahnpunkt eine elliptische Auftriebsverteilung besitzt. Wir können dann aus (2) und (3) unter Benutzung von (4) und (5) in jedem Bahnpunkt die Vertikal- und die Horizontalkraft ausrechnen. Um die Bewegung und die Kräfte zu veranschaulichen, haben wir in Abb. 2 in einem Beispiel die Bahnkurve, die Anstellwinkel (für $\varphi = \pi/2$), die Vertikalkraft (kurz Auftrieb) und die Horizontalkraft (kurz Schub), worin der Profilwiderstand nicht enthalten ist, im Verlaufe einer Schwingung aufgetragen. Bemerkenswert ist die große Änderung des Auftriebs im Verhältnis zum Schub, worauf wir später noch zurückkommen wollen. — Wir schreiben noch die Mittelwerte der Luftkräfte über eine Wellenlänge hin:

(6) $$\overline{c_z} = \frac{2\pi}{1 + 2/\Lambda}\,\alpha_0 = c_{a0}\,,$$

(7) $$\overline{c_x} = -\frac{2\pi^2}{1 + 2/\Lambda}\sin\varphi\cdot\nu a\cdot\alpha_1 + \frac{2\pi}{\Lambda\,(1 + 2/\Lambda)^2}\,\alpha_1^2 + c_{w\,stat} = -\overline{c_s} + c_{w\,stat}\,.$$

Dabei ist zur Vereinfachung $(dc_a/d\alpha)_{\Lambda=\infty} = 2\pi$ gesetzt; Λ bezeichnet das Seitenverhältnis $4\,s^2/F$ des Flügels. Weiter ist vorausgesetzt, daß der Profilwiderstand vom Anstellwinkel unabhängig ist. In dem stationären Anteil $c_{w stat}$ ist der Profilwiderstand und der zum mittleren Anstellwinkel α_0 gehörige induzierte Widerstand enthalten. Während die mittlere Vertikalkraft nach (6) durch die Schwingenbewegung nicht geändert wird, kommt zur Horizontalkraft nach (7) ein neues Glied $\overline{c_s}$ hinzu, und zwar eine nach vorn gerichtete Kraft und ein induzierter Widerstand. Der letztere ist genau halb so groß wie der induzierte Widerstand eines Flügels, der unter dem Winkel α_1 stationär angeströmt wird. Um die nach vorn gerichtete Kraft möglichst groß zu machen, müssen wir zunächst $\varphi = \pi/2$ setzen: Die Anstellwinkelschwingung muß der Schlagschwingung um $\pi/2$ nacheilen, was unmittelbar anschaulich ist. In den Vortrieb gehen außerdem die auf die Wellenlänge bezogene) Schlagamplitude νa und die Anstellwinkelamplitude α_1 ein. Beide vergrößern den Vortrieb, aber beide sind nach oben begrenzt: ν durch die Voraussetzungen der quasistationären Theorie, a im praktischen Falle aus konstruktiven Gründen und α_1 durch die Forderung, daß der maximale Anstellwinkel $\alpha_0 \pm \alpha_1$ nicht zum Abreißen der Strömung am Profil führen darf.

Es ist nun wünschenswert, daß der durch die Anstellwinkelschwingung hervorgerufene Widerstand möglichst klein gegenüber dem entstehenden Vortrieb wird. Wir werden daher dazu geführt, den Quotienten aus Widerstand und Vortrieb, von 1 subtrahiert, als Wirkungsgrad η zu definieren. Dieser ist (für $\overline{c_x} = 0$) gleichzeitig das Verhältnis zwischen der Leistung, die wir hineinstecken müssen, um nur den stationären Anteil des Widerstandes zu überwinden, und der Leistung, die wir tatsächlich aufwenden müssen, und welche um den Betrag $\frac{2\pi\,\alpha_1^2}{\Lambda\,(1 + 2/\Lambda)^2}\cdot v$ größer ist als die erste. Wir erhalten für η die Beziehung:

(8) $$\eta = 1 - \frac{1}{\pi\,(\Lambda + 2)}\cdot\frac{\alpha_1}{\nu a}\,.$$

Man sieht, daß der Vortriebswirkungsgrad um so größer ist, je größer die Schlagamplitude νa und je kleiner die Anstellwinkelamplitude α_1 ist. Ein größeres Seitenverhältnis setzt den Wirkungsgrad ebenfalls herauf.

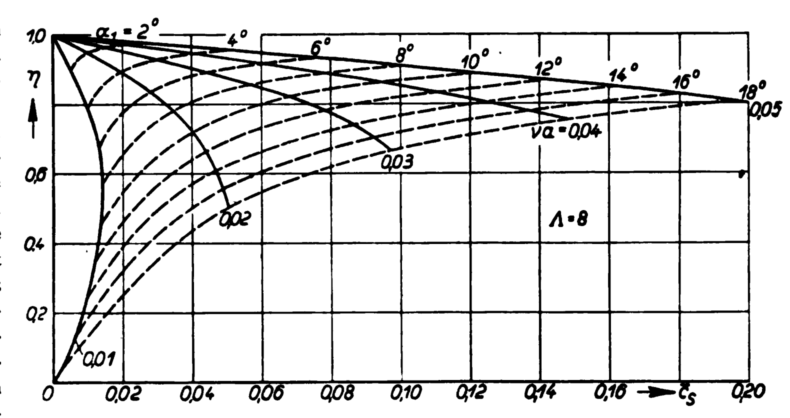


Abb. 3. Vortriebswirkungsgrad für den als Ganzes schwingenden Flügel

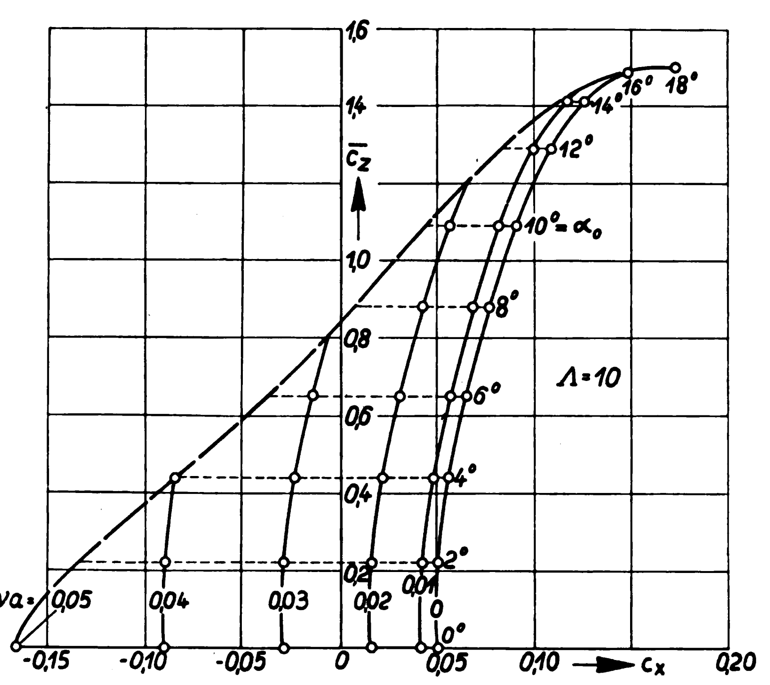


Abb. 4. Polardiagramm mit Schwingenantrieb für einen im ganzen schwingenden Flügel, welcher gegen die Horizontale stets den gleichen Einstellwinkel behält

Um einen besseren Überblick zu bekommen, ist in Abb. 3 der Vortriebswirkungsgrad η über dem entstehenden Schub $\overline{c_s}$ nach (7) aufgetragen. Man erkennt deutlich den Unterschied zum Propellerantrieb. Es wird sicher in der Flugtechnik Aufgaben geben, wo der Wirkungsgrad des Schwingenantriebes dem des Propellers merklich überlegen ist. — Andererseits ersieht man aus Abb. 3 zugleich, welche $\overline{c_s}$-Werte man erreichen kann, auch wenn man sich auf kleine νa-Werte beschränkt.

Wir wollen das Dargelegte noch an einem Beispiel einer besonders einfachen Bewegung erläutern. Wir nehmen an, die Anstellwinkeländerung sei so gewählt, daß der Flügel an jeder Stelle seiner Bahn gegenüber der Horizontalen einen konstanten Einstellwinkel hat[6]), d. h.

(9) $$\alpha(\xi) = \alpha_0 + \gamma(\xi)\,.$$

Da hierbei $\varphi = \pi/2$ ist, erhalten wir aus (4) und (5):

(10) $$\alpha_1 = 2\pi\cdot\nu a$$

[6]) *Das Beispiel ist die Umkehrung des sogenannten Betz-Knoller-Effektes beim dynamischen Segelflug (vgl. A. Betz [6], R. Knoller [7], Th. v. Kármán [8], E. Everling [9]). Dort werden die Kräfte auf einen Flügel untersucht, dessen Anströmung kleinen periodischen Vertikalschwankungen unterworfen ist. Es ergibt sich dort in Übereinstimmung mit unseren Gl. (10) und (11) ein Vortrieb vom Betrage* $c_{a0}\,\alpha_1^2/2\,\alpha_0$, *also eine Verbesserung der Gleitzahl um* $\alpha_1^2/2\,\alpha_0$.

und aus (7):

$$\overline{c_x} = -\overline{c_s} + c_{w\,stat} = -\frac{4\,\pi^3}{(1+2/\Lambda)^2}\,(\nu a)^2 + c_{w\,stat}\,. \tag{11}$$

Die Bedingung, daß ein Abreißen der Strömung vermieden werden muß, führt uns nach (10) von selbst zu kleinen $\nu\,a$. Der Wirkungsgrad einer solchen Anordnung ergibt sich nach (8) jetzt nur noch vom Seitenverhältnis Λ abhängig zu:

$$\eta = \frac{1}{1+2/\Lambda}\,. \tag{12}$$

Um den Unterschied zum Luftschraubenantrieb deutlich zu machen, haben wir in Abb. 4 die „Leerlaufpolare" ($\nu = 0$) für ein Beispiel aufgetragen und dazu die Polaren für verschiedene Schlagamplituden. Bedenkt man, daß in unserem Beispiel die Schlagamplitude nach (10) mit der Anstellwinkelamplitude gekoppelt ist, und daß der Abreißgefahr wegen für einen gegebenen mittleren Anstellwinkel α_0 nicht beliebige α_1 zugelassen sind, so erkennt man, daß auf jeder Polare nur ein bestimmtes Stück realisierbar ist. Der so entstehende Bereich von möglichen Flugzuständen umfaßt einen ganz anderen $\overline{c_a}$-Bereich als der entsprechende beim Luftschraubenantrieb, welcher von der Vollgaspolare begrenzt wird. Immerhin zeigt Abb. 4, daß auch bei diesem speziellen Schwingenantrieb ein Steigflug durchaus möglich ist.

Das freifliegende Schwingenflugmodell als experimentelles Hilfsmittel

Die Bewegungen des tierischen Flügels unterscheiden sich von der eben behandelten vor allem dadurch, daß die Fläche nicht im ganzen auf und ab schwingt, sondern am Rumpf befestigt ist, so daß die Schlagamplitude nach den Flügelenden zunimmt. Die Theorie wäre also dahin zu erweitern, daß a als von der Koordinate y in Spannweitenrichtung abhängig angesetzt wird. Das hat im allgemeinen zur Folge, daß der Auftrieb nicht mehr elliptisch über die Spannweite verteilt ist, was vor allem zu einem größeren induzierten Widerstand führen muß. Es wäre allerdings eine Bewegung denkbar, bei der die zunehmende Schlagamplitude durch eine abnehmende Anstellwinkelamplitude derart kompensiert wird, daß die elliptische Auftriebsverteilung erhalten bleibt. Aus einer solchen Bewegung würde jedoch, genau wie bei dem durchgerechneten theoretischen Beispiel, eine große Schwankung der Vertikalkraft im Verlaufe einer Schwingung die Folge sein (Abb. 2). Das bedingt wiederum eine entsprechend starke Auf- und Abbewegung des Massenschwerpunktes, was die Ausführung einer solchen Bewegung praktisch unmöglich machen kann. Beobachtungen und Filme großer, langsam schlagender Vögel belehren uns dagegen, daß im Horizontalflug diese Vertikalbewegung des Körpers auf einem Minimum gehalten wird. Das kann dadurch erreicht werden, daß den verschiedenen Partien der Flügelspannweite verschiedene Funktionen zufallen, eine Schlußfolgerung, die schon Lilienthal gezogen hat[7]). Die rumpfnahe Flügelzone würde dabei die Aufgabe haben, bei großem mittleren Anstellwinkel α_0 und kleiner Amplitude α_1 vor allem einen möglichst gleichbleibenden Auftrieb bei entsprechend geringem Schub zu erzeugen, während zum Flügelende hin der mittlere Anstellwinkel abnimmt, wodurch andererseits hier eine große Anstellwinkelamplitude und damit entsprechend großer Schub ermöglicht wird. Ob und wieweit diese naheliegende Möglichkeit für den tierischen Flug zutrifft, hat sich bisher wegen der Schwierigkeiten, an freifliegenden Tieren entsprechende Messungen auszuführen, nicht nachprüfen lassen und dürfte auch in Zukunft, selbst unter Zuhilfenahme guter Zeitlupenfilme schwer genauer zu untersuchen sein. Es ist deshalb unsere Absicht, den tierischen Vorbildern in allen wesentlichen Kennzeichen nachgebildete freifliegende Schwingenflugmodelle als neue Methode zur exakteren experimentellen Untersuchung heranzuziehen. Daß die hierzu notwendigen Voraussetzungen gegeben und auf Grund biologischer und flugmechanischer Studien des einen von uns (v. H.) verschiedene Flugmodelltypen entwickelt sind, die einen geeigneten Ausgangspunkt darstellen, sei im folgenden gezeigt.

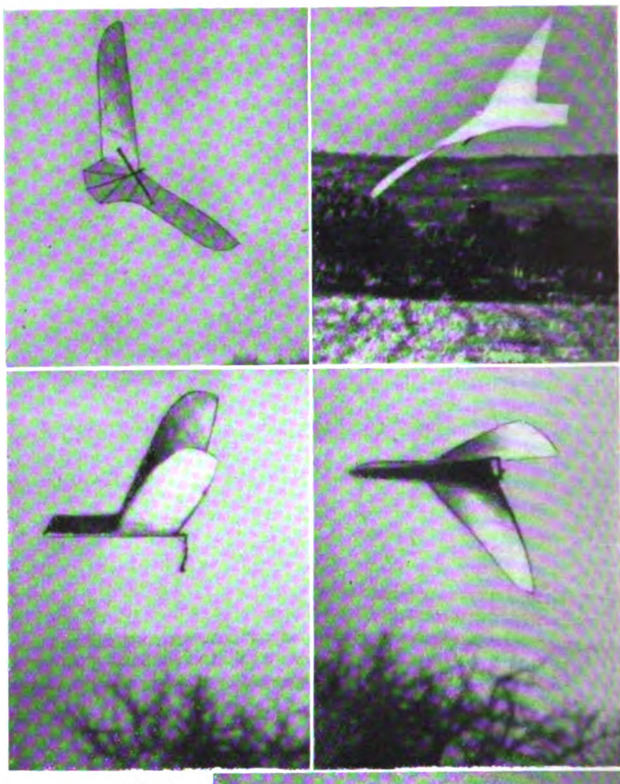




Abb. 5. Vier verschiedene Momentbilder eines im Freien fliegenden Nurflügelmodells; darunter Schwingenmodell mit zwei Vorflügeln

Ein Versuch in dieser Richtung liegt unseres Wissens nur von M. Reiffenstein [10] vor, der an einem Flugmodell mit als Ganzes auf- und abschwingender, durch Schubkurbelgetriebe bewegter Tragfläche einige Messungen angestellt hat. Auf die Konstruktionseinzelheiten der von uns gebauten Modelle sei hier nicht weiter eingegangen[8]); es genügt, ihre Haupteigenschaften zu nennen, aus denen ihre Verwendbarkeit zu Versuchszwecken hervorgeht: Zunächst sind Schlagamplitude, Anstellwinkeländerung und Verwindung längs des Flügels variabel und beliebig einstellbar. Die Kraftverteilung während einer Schlagphase ist ebenfalls in weiten Grenzen veränderlich, ebenso das Kraftverhältnis zwischen Auf- und Abschlag. (Es sei erwähnt, daß das in bisherigen Schwingenmodellversuchen meist verwendete Schubkurbelgetriebe für diesen Zweck ungeeignet ist, was offenbar einen der Gründe darstellt, daß so viele Versuche in dieser Richtung fehlschlugen, vgl. Abb. 7). Mittels eines Ausgleichsgetriebes

[7]) *Eine andere Möglichkeit besteht darin, zwei Flächenpaare hintereinander um 180° phasenverschoben auf- und abschwingen zu lassen. Dieses Verfahrens, das auch im Schwingenmodell leicht darstellbar ist, bedienen sich unter anderem die mit vier gleich großen Flügeln versehenen Libellen.*

[8]) *Die Modelle (und zwar solche vom Typ des Vogels, der Fledermaus und der Libelle) sind verschiedentlich der Öffentlichkeit vorgeführt worden, u. a. beim Reichswettbewerb 1940 für Saalflugmodelle des NS-Fliegerkorps in Breslau, wo sie durch Preise ausgezeichnet wurden, und vor der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung anläßlich des oben erwähnten Vortrages.*

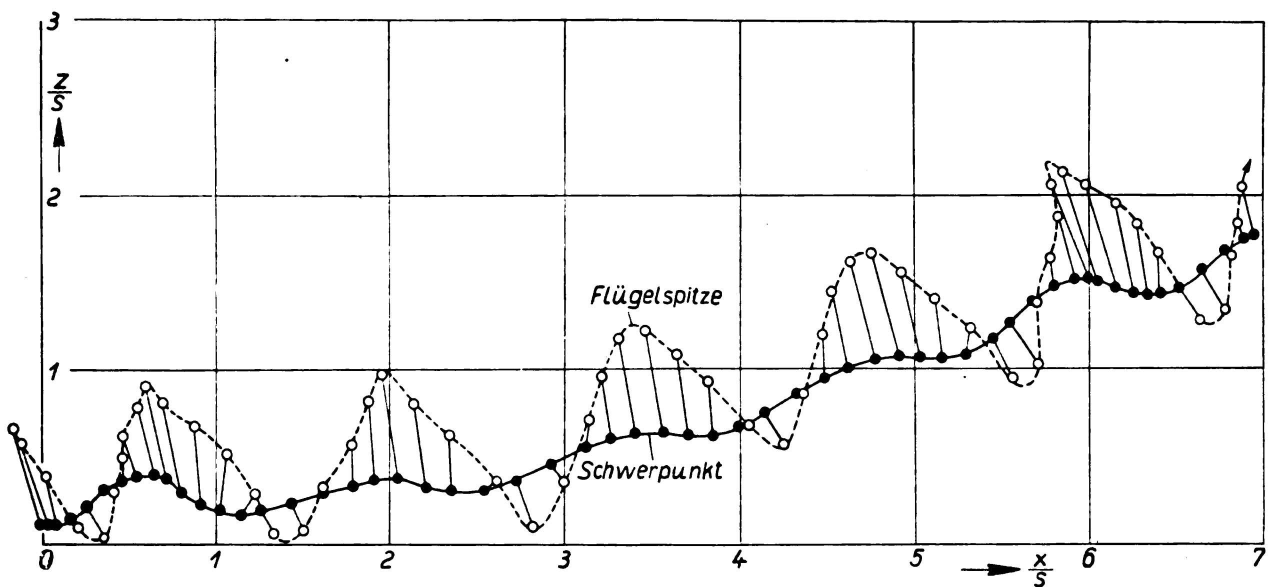


Abb. 6. Bewegung des Schwerpunktes und der Flügelspitze im Raum (x-Achse nach vorn, z-Achse nach oben; s = Halbspannweite) beim Bodenstart des als Beispiel behandelten Flugmodells. Zeitlicher Abstand der Punkte $^3/_{80}$ sec (Auswertung eines Filmstreifens mit 80 Bildern in der Sekunde)

ist dafür gesorgt, daß die vom Gummimotor geleistete Arbeit auf die gesamten Flügelschläge gleichmäßig oder nach Wunsch ungleichmäßig (z. B. stärkere und schwächere Flügelschläge in mehrfachem Wechsel) verteilt wird. Die Flugmodelle starten vom Boden und können in einem Winkel bis über 45° steigen; die Dauer des aktiven Fluges beträgt je nach Größe (bisher wurden Modelle von 0,3 bis 2,2 m Spannweite gebaut) und Konstruktion 20 bis 60 sec. An den Kraftflug schließt sich ein Gleitflug an. Die allgemeine Stabilität, auch bei Nurflügelmodellen, ist über Erwarten gut, selbst in stark bewegter Luft.

Einige charakteristische Flugphasen gibt Abb. 5 wieder; Abb. 6 gibt die kurvenmäßige Auswertung einer mit Zeitlupenfilm festgehaltenen Flugstrecke[9]), und zwar startet das Vogelmodell (ohne Erteilung einer Anfangsgeschwindigkeit) im „Sprungstart" vom Boden. Das Beispiel wurde ausgewählt, weil es einige Besonderheiten, im Startmoment und gegen Ende des Bahnstückes, erkennen läßt; im allgemeinen ergeben sich unter den betreffenden Bedingungen die regelmäßigen Kurvenformen wie sie im mittleren Abschnitt (x/s zwischen 3 und 5) zu sehen sind. Der Versuch, aus der Bewegung des Schwerpunktes Rückschlüsse auf die wirksamen Luftkräfte zu ziehen, mag hier unterbleiben; auch auf die auffällige Tatsache, daß der als Folge des Flügelabschlags zu erwartende Geschwindigkeits- und Höhengewinn sich erst sehr verspätet bemerkbar macht, sei nur hingewiesen. Die vorgegebene Kraftverteilung für Flügelauf- und -abschlag, die Abb. 7 wiedergibt, sorgt dafür, daß die mittlere Geschwindigkeit beider Bewegungsphasen etwa übereinstimmend ist.

In der Zahlentafel sind außer einigen allgemeinen Angaben über das Modell eine Reihe ausgewerteter Daten für die mittlere Flugstrecke der Abb. 6 aufgeführt. Bei dem geringen Gewicht ist die Flächenbelastung des Modells um eine Größenordnung kleiner als die von Vögeln entsprechender Größe. Im Zusammenhang damit ist auch die mittlere Geschwindigkeit des Schwerpunktes erheblich geringer. Das bedingt aber bei der angegebenen, nicht in gleichem Maße verringerten Schlagfrequenz eine relativ hohe reduzierte Frequenz. Es wird u. a. eine Aufgabe der Zukunft sein, Schwingenmodelle herzustellen, die hinsichtlich Flächenbelastung, Geschwindigkeit — und somit Reynoldsscher Zahl — sowie hinsichtlich der reduzierten Frequenz den Vögeln vergleichbar sind.

Die Leistungsbelastung erscheint im Vergleich mit den im Flugzeugbau üblichen Werten als außerordentlich hoch. Dabei ist jedoch zu beachten, daß die linearen Abmessungen des Modells nur den zehnten Teil derjenigen eines Flugzeugs betragen. Bezeichnen wir dies Verhältnis mit $\varkappa = l_{Modell}/l_{Flugzeug}$, so ist es üblich, anzunehmen, daß sich

Zahlentafel

Spannweite $2s$	0,6 m
Flügelfläche F	0,07 m²
Gewicht G	0,007 kg
Flächenbelastung G/F	0,1 kg/m²
Motorleistung N	0,000 35 PS
Leistungsbelastung G/N	20 kg/PS
Schlagwinkel ϑ	60°
mittlerer Steigwinkel γ_0	18°
mittlere Frequenz n	2,7 sec^{-1}
mittlere Geschwindigkeit des Schwerpunktes $\overline{v_s}$	1,8 m/sec
mittlere Geschwindigkeit der Flügelspitze	3 m/sec
α_0 an der Flügelwurzel	≈ 15°
α_1 an der Flügelwurzel	≈ 5°
α_0 an der Flügelspitze	≈ 3°
α_1 an der Flügelspitze	≈ 17°
mittlerer Auftriebsbeiwert $\overline{c_a}$	0,49
mittlerer Widerstandsbeiwert $\overline{c_w}$	0,37
mittlerer Schubbeiwert $\overline{c_s}$	0,52
reduzierte Frequenz $\nu = ns/\overline{v_s}$	0,6
Reynoldssche Zahl $Re = \varrho \overline{v_s} F/\mu\, 2s$	10⁴

[9]) *Die Herstellung der Zeitlupenfilme danken wir der Hilfe der Kollegen Dr. Schrader (Göttingen, Zoolog. Inst.) und Dr. Faasch (Berlin, Reichsanst. f. Film u. Bild).*

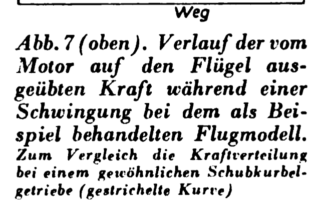


Abb. 7 (oben). Verlauf der vom Motor auf den Flügel ausgeübten Kraft während einer Schwingung bei dem als Beispiel behandelten Flugmodell. *Zum Vergleich die Kraftverteilung bei einem gewöhnlichen Schubkurbelgetriebe (gestrichelte Kurve)*

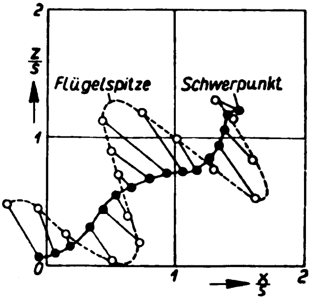


Abb. 8 (rechts). Auswertung einer kurzen Strecke aus einem Steigflug eines anderen Flugmodells. *Einzelheiten wie in Abb. 6*

die Gewichte G wie $\varkappa^3$ und die Leistungen N (bei vergleichbaren Luftkräften) wie $\varkappa^{7/2}$ verhalten; das bedeutet, daß die Leistungsbelastung G/N bei abnehmenden Dimensionen mit $1/\sqrt{\varkappa}$ ansteigen müßte. Ein dem Modell entsprechendes Flugzeug ($\varkappa \approx 1/10$) würde danach eine Leistungsbelastung von $20/\sqrt{10} \approx 6$ kg/PS haben müssen. In Wirklichkeit ist das Gewicht des Modells jedoch so klein, daß man für G mindestens eine Änderung mit der fünften Potenz der Längenabmessungen ansetzen muß, d. h. die Leistungsbelastungen verhalten sich wie $\varkappa^{-3/2}$. Damit kommen wir vom Modell ausgehend zu einem Flugzeug mit einer Leistungsbelastung unter 1 kg/PS, so daß das Modell im Verhältnis zu seinem Gewicht unter diesem Gesichtspunkt einen außergewöhnlich starken Motor besitzt.

Die Anstellwinkeländerungen der einzelnen Flügelzonen lassen sich nach den bisher vorliegenden Zeitlupenfilmen noch nicht mit der wünschenswerten Genauigkeit bestimmen. Immerhin ergeben sich deutliche Unterschiede längs der Spannweite, und zwar im oben bereits angedeuteten Sinne.

Die angegebenen Luftkraftwerte $\overline{c_a}$, $\overline{c_w}$ und $\overline{c_s}$ sind nicht aus einer quasistationären Theorie im obigen Sinne erhalten, sondern aus den Gleichgewichtsbedingungen für den stationären Steigflug und aus der Motorleistung, wobei der Wirkungsgrad η für unsere Abschätzung zu 0,5 angenommen ist, da darin auch die Verluste im Getriebe usw. enthalten sein müssen. Widerstands- und Schubbeiwert sind außerordentlich groß. Das erklärt sich u. a. aus der Steilheit der Flügelbahn, wodurch eine nicht geringe Komponente des Auftriebs (dessen Richtung sich ja periodisch stark ändert), auf die m i t t l e r e Bahnrichtung bezogen, teils als Widerstand, teils als Schub erscheint. Es sei bemerkt, daß eine grobe Abschätzung mittels einer quasistationären Theorie zu entsprechend hohen Werten führt. Zum Vergleich sei noch auf Abb. 8 verwiesen, das eine kurze Flugstrecke eines anderen Flugmodells bei einem Steigwinkel von 40° wiedergibt; die noch steilere Bahnkurve (die Flugart nähert sich schon dem bei Tieren mit dem Ausdruck „Rütteln" bezeichneten Vorgang) mit einer reduzierten Frequenz $\nu = 0{,}9$ ergibt noch größere Beiwerte: $\overline{c_a} = 1{,}2$; $\overline{c_w} = 1{,}1$; $\overline{c_s} = 2{,}4$.

Alle diese Beiwerte sind auf die mittlere Geschwindigkeit $\overline{v_s}$ des Massenschwerpunktes bezogen. Diese wird sich bei niederen reduzierten Frequenzen weitgehend mit den Geschwindigkeiten an den übrigen Flügelzonen decken. In unserem Beispiel ist jedoch die mittlere Geschwindigkeit der Flügelspitze um mehr als die Hälfte größer als $\overline{v_s}$. Man könnte daher auch in Anlehnung an das bei der Luftschraube gebräuchliche Verfahren die „Umfangsgeschwindigkeit" $u = 2\, n s\, \vartheta$ (ϑ = Schlagwinkel) als Bezugsgröße wählen. Dem Fortschrittsgrad $\lambda = v/u$ würde dann hier die Größe $\lambda = v/2\, n s\, \vartheta = 1/2\, \vartheta \cdot \nu$ entsprechen. Die reduzierte Frequenz ν gewinnt auf diese Weise eine neue anschauliche Deutung.

Hochauftriebsmittel bei Vögeln und Flugzeugen

Zum Schluß sei an dem Beispiel der Hochauftriebserzeugung gezeigt, daß sich die Natur bei der Lösung von technischen Sonderaufgaben oft der gleichen Mittel bedient, wie sie sich die Technik unabhängig davon erarbeitet hat.

Zwei bei den Vögeln weitverbreitete Verfahren zur Auftriebssteigerung sind der Vorflügel und der Spaltflügel, auf deren Bedeutung in diesem Zusammenhang schon mehrfach hingewiesen wurde. Als Vorflügel arbeitet der durch ein eigenes Gelenk abspreizbare Daumenfittich (Abb. 9 a), als Spaltflügel die Handschwingen, die bei zahlreichen Vögeln beim Spreizen des Flügels eine je nach der Vogelart verschiedene Anzahl (1 bis 7) Schlitze freigeben (Abb. 9 b). Die mit der Ausbildung mehrerer Schlitze hintereinander notwendig einhergehende Steigerung des Widerstandes bringt es mit sich, daß schnelle Vögel, vor allem Lufträuber (Wanderfalke, Mauersegler) und dynamische Meeressegler (Albatros, Fregattvogel) die Ausbildung solcher Schlitze vermeiden. Bei vielen Übergangsformen können die Schlitze durch

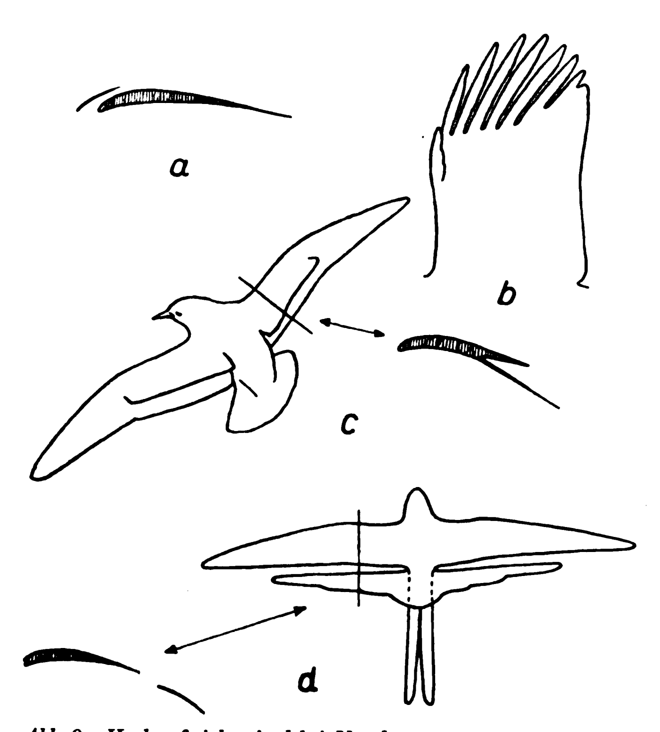


Abb. 9. Hochauftriebsmittel bei Vögeln:
a) Bussardprofil mit abgespreiztem Daumenfittich; b) Flügel eines Fasans mit tief gespaltenen Handschwingen; c) Landende Möve mit voneinander weit abgehobenen Armschwingen und Deckfedern; daneben das dadurch entstehende Profil; d) Gabelschwanzfalke (Elanoides) mit zusammengelegtem und mit stark gespreiztem Schwanz; daneben Schema des Profils bei Schwanzspreizung

leichtes Zurückbewegen des Handgelenks bei Bedarf geschlossen werden.

Manche Vögel verfügen jedoch noch über weitere, bisher nicht als solche erkannte Landehilfen. Die beispielsweise bei Möwen durch Beobachtung und Momentaufnahmen belegte Fähigkeit, die Armschwingen unter Ablösung von der darüber liegenden Federschicht stark herunterzuziehen, entspricht funktionell der Wirkungsweise von Spreizklappen (Abb. 9 c). Schließlich gibt es bei einigen Vögeln noch ein dem Fowlerflügel entsprechendes Verfahren. Bei ihnen wird aber nicht ein Teil des Flügels nach hinten herausgefahren, was anatomisch unmöglich wäre; statt dessen wird der lange und sehr tief gegabelte Schwanz bei Bedarf seitlich weit herausgedreht und der Flügelhinterkante genähert (Abb. 9 d). Der Fregattvogel (Fregata) und der amerikanische Falke Elanoides furcatus zeigen diese Ausbildung besonders schön.

Diese Beispiele zeigen, daß die Probleme des Tierfluges, die den Aerodynamiker nahe angehen, sich nicht mit dem Für und Wider des Schwingenantriebes erschöpfen; die fliegende Tierwelt kann in vielen Einzelfragen auch der heutigen Flugtechnik mannigfache Anregung geben.

Schrifttum

[1] H. G. Küßner: Zusammenfassender Bericht über den instationären Auftrieb von Flügeln. Luftfahrtforschung 13, 410 (1936).
[2] H. G. Küßner: Allgemeine Tragflächentheorie. Luftfahrtforschung 17, 370 (1940).
[3] K. Lorenz: Beobachtetes über das Fliegen der Vögel. Journ. Ornithol. 81, 107 (1933).
[4] L. Prandtl: Die Entstehung von Wirbeln in einer Flüssigkeit mit kleiner Reibung. Z. F. M. 18, 489 (1927).
[5] A. Lippisch: Theoretische Grundlagen des Schwingenfluges. Flugsport 17, 246 (1925).
[6] A. Betz: Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges. Z. M. F. 3, 269 (1912).
[7] R. Knoller: Zur Theorie des Segelfluges. Z. F. M. 4, 13 (1913).
[8] Th. v. Kármán: Mechanische Modelle zum Segelflug. Z. F. M. 12, 220, (1921).
[9] E. Everling: Zur Mechanik des Segelfluges. Z. F. M. 14, 152 (1923).
[10] M. Reiffenstein: Über neue Versuche mit Schwingenfliegern. Z. F. M. 14, 90 (1923).

Röntgen von Gußstücken aus Magnesiumlegierungen

von Ing. H.-J. RUPPRECHT, Dessau[1])

Durch die zunehmende Verwendung von Mg-Legierungen im Flugmotoren- sowie Zellenbau war eine Umstellung der Röntgenprüfmethoden erforderlich. Die vorliegenden Erfahrungen über die Untersuchung von Leichtmetallen erstrecken sich im wesentlichen auf die Untersuchung von Al-Legierungen. Da bekanntlich die Röntgenstrahlen beim Durchgang durch Materie eine Schwächung erfahren, die sich aus Absorption und Streuung zusammensetzt, hat der Werkstoff mehr oder weniger die Eigenschaft, eine gewisse Intensitätsmenge zu absorbieren und außerdem Streustrahlung in Richtung des Primärstrahles auszusenden.

Während sich aber die Absorption mit dem Verhältnis der Masse zum Rauminhalt, nämlich der Dichte ändert, ist der Absorptionskoeffizient proportional der dritten Potenz der Ordnungszahl des absorbierenden Stoffes. Daraus folgt, daß bei gleicher Wandstärke Schwermetalle eine viel stärkere Schwächung ergeben müssen als Leichtmetalle.

Die Streustrahlung ist eine Funktion des angeleuchteten Volumenelementes; d. h. jedes einzelne Volumenelement sendet Streustrahlung vorzugsweise in Primärrichtung mit sehr großer Intensität aus. Je größer das bestrahlte Volumen bzw. die Dicke des Prüflings ist, um so größer ist die Streustrahlung. Es nimmt also praktisch die Fehlererkennbarkeit mit steigendem Werkstoffquerschnitt ab. Man kann daher je nach der Härte der Strahlung starke oder schwache Streustrahlung erzeugen. Dies würde bedeuten, daß die Streustrahlung mit der Kurzwelligkeit der Primärstrahlung wächst. Um dies zu vermeiden, muß die Röhrenspannung so niedrig wie möglich gehalten werden. Auf die Möglichkeit der Spannungsverminderung soll später eingegangen werden. Das spezifische Gewicht der Al-Legierungen liegt bei etwa 2,8 bis 3,0, während das der Mg-Legierungen zwischen 1,8 bis 1,85 liegt. Elektron absorbiert daher weniger stark, d. h. es tritt eine geringere Intensitätsverminderung ein. Bei der Untersuchung eines dünnwandigen Prüflings (∼ 5 mm) muß also die Spannung so niedrig wie möglich gehalten werden, um erstens die Streustrahlung weitgehendst auszuschalten und zweitens unter Berücksichtigung des geringen Absorptionskoeffizienten eine langwellige, weiche Strahlung zu erhalten. Dagegen muß bei der Untersuchung eines dickwandigen Prüflings (∼ 40 mm), um wirtschaftlich arbeiten zu können, eine hohe Spannung gewählt werden. Das würde wieder zu einer zu harten Primärstrahlung und damit verbundener starken Streustrahlung führen.

Auf Grund der guten Fehlererkennbarkeit bei Al-Legierungen hat man die Röntgenlichtempfindlichkeit der Filme höher getrieben, um ein Maximum an Wirtschaftlichkeit zu erhalten. Anders jedoch liegt es bei Mg-Legierungen. Hier tritt durch die hohe Empfindlichkeit des Films eine Vorschwärzung bzw. Verschleierung ein, die das einwandfreie Auswerten des Schattenbildes stark beeinflußt.

Um auch bei der Untersuchung von Mg-Legierungen einwandfreie Ergebnisse zu erzielen, sind zwei Wege möglich, und zwar

- Herabsetzung der Röhrenspannung, dafür Erhöhung des Röhrenstroms;
- Verwendung eines Feinstkorn-Röntgenfilms mit steiler Gradation.

Herabsetzung der Röhrenspannung

Die z. Z. im Handel befindlichen Röntgenapparaturen lassen zum größten Teil eine Spannungsverminderung unter 50 kV kaum zu, gestatten aber außerdem keine Röhrenstromerhöhung. Elektrotechnisch gesehen lassen sich leider die vorhandenen Hochspannungserzeuger schlecht bzw. gar nicht umbauen, da teilweise zu hohe Spannungsverluste vorhanden sind, oder aber die Aggregate keine größeren Stromkapazitäten zulassen. Eine weitere Schwierigkeit ist, daß die bisherige Röntgenröhre derartig hohen Strömen nicht gewachsen ist[2]). Versuche, bei der Einschaltspannung durch Wegnahme aller Vorfilterungen (auch des Röhrenöls) schon wirksame Röntgenintensität zu erhalten, schlugen fehl, weil der Hochspannungserzeuger nicht in der Lage ist, in diesem Spannungsbereich Röntgenlicht zu erzeugen. Bei der subjektiven Untersuchung liegt die mangelhafte Fehlererkennbarkeit außerdem noch an der Unzulänglichkeit der Leuchtschirme. Auch hier wäre ein feineres Korn ratsam.

Durch Zusammenarbeit der Firma Junkers-Flugzeug- und Motorenwerke A. G. Motorenbaustammwerk Dessau und der Firma Richard Seifert und Co., Hamburg, ist es jedoch gelungen, ein Sondergerät für die Untersuchung von Mg-Legierungen zu entwickeln. Dieses Gerät liefert schon im untersten Spannungsbereich, 24 kV bei 4 mAmp, ein Röntgenlicht, mit welchem man in der Lage ist, 36 Bogen Schreibmaschinenpapier zu durchleuchten. Außerdem gestattet es bei 100 kV eine Belastung von 30 mAmp[3]).

Zusammenfassend kann man daher sagen, daß uns zur Untersuchung spezifisch leichter Werkstoffe (< 2,0) der nach oben regulierbare Röhrenstrom mehr bringt als die Anwendung von Spannungsspitzen. Außerdem ist man in der Lage, mit 100 mAmp und 50 kV eine wirtschaftlich tragbare Großserienprüfung genau so durchzuführen wie mit 20 mAmp und 250 kV.

Verwendung eines Feinstkornfilms

Von dem Gedanken ausgehend, daß es dann unwirtschaftlich ist, sich nur wegen der Untersuchung von Elektronteilen trotz vorhandener Apparaturen ein weiteres Sondergerät anzuschaffen, wurden Versuche zur Änderung der Filmbeschaffenheit angestellt[4]).

Grundsätzlich handelt es sich also darum, mit vorhandenen Geräten bei hoher Spannung und normaler Stromstärke Aufnahmen zu erzielen, bei denen der nachteilige Einfluß von harter Strahlung weitgehend durch den Film ausgeschaltet wird.

Es ergeben sich demnach folgende Forderungen für einen geeigneten Film:

Beste Erkennungsmöglichkeit auch der feinsten Werkstoffehler, und zwar bis zur Größenordnung von Mikrolunkern; geringste Empfindlichkeit gegenüber Streustrahlung; einwandfreie Auswertungsmöglichkeit des Röntgenbildes, auch bei Verwendung einer Lupe; Druck- und Kniffunempfindlichkeit.

Diesen vier Forderungen kommen wir wie folgt näher: Elektron neigt zu Mikrolunkern und feinen Rissen, die bei harter Strahlung kaum oder gar nicht erkannt werden können. Durch Wahl einer den Fehlern entsprechenden Korngröße muß die Möglichkeit des Erkennens solcher Fehlstellen gegeben sein.

[1]) *Mitteilung der Junkers-Flugzeug- und Motorenwerke A. G. (Motorenbau Stammwerk Dessau, Abtlg. Röntgenstelle).*

[2]) *Es werden sog. Hochstromröhren, belastbar bis etwa 100 mAmp, entwickelt, die in absehbarer Zeit serienmäßig hergestellt werden können.*

[3]) *Dieses Gerät wurde bei der Firma Junkers-Motorenbau, Dessau, zur Prüfung der lfd. Serie übernommen und hat sehr gute Ergebnisse erzielt.*

[4]) *Es muß natürlich berücksichtigt werden, in welchem Umfang Mg-Legierungen in den einzelnen Betrieben Verwendung finden. Bei Großserienbetrieben, die ausschließlich Elektron herstellen oder verarbeiten, empfiehlt sich die Anschaffung eines Sondergerätes. In Werken, wo die verschiedensten Legierungen anfallen, sollte man aber mit den vorhandenen Apparaturen arbeiten.*

Abb. 1. Gegenüberstellung der Aufnahmedaten bzw. der damit zusammenhängenden durchstrahlbaren Materialquerschnitte

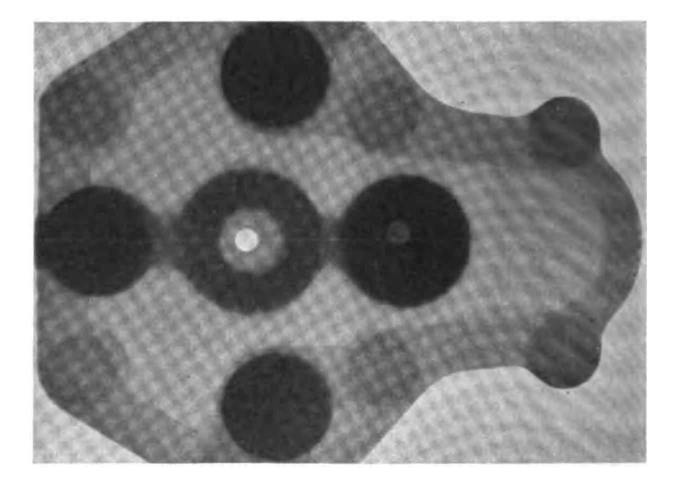
Durch größere Steilheit der Gradation wird die Empfindlichkeit gegen (Streu) -Strahlung zugunsten der Fehlererkennbarkeit geändert, wobei allerdings die Belichtungszeit um das Sechsfache länger wird. Dies kann aber zunächst in Kauf genommen werden, da die Spannungshöhe einen Ausgleich bietet.

Eine genaue Auswertung mit Lupe ist durch die Feinkörnigkeit des Films gegeben.

Die Druck- bzw. Kniffunempfindlichkeit wiederum ist von der Steilheit der Gradation abhängig. Mit steigender Steilheit gewinnt man an Druckunempfindlichkeit.

Diese Anforderungen konnten in Zusammenarbeit mit der Firma Dr. C. Schleußner, Frankfurt/Main, an einem neuen Film zufriedenstellend verwirklicht werden, die in vergleichenden Versuchen mit zwei bisher gebräuchlichen Röntgenfilmen von uns praktisch erprobt wurden. Bei den im folgenden angeführten Ergebnissen sind die drei Filme mit X, Y und Z bezeichnet, wobei Z der Sonderfilm ist.

Geröntgt wurde mit einer 300 kV-Seifert-Anlage bei einem Röhrenstrom von 6 mAmp konst. Als Versuchskörper diente eine Elektrontreppe mit einem Stufenunterschied von 5 mm. Aus Mangel an geeigneten Testkörpern wurden 3 Din-Stege verwendet, die bei den gegenseitigen Vergleichen berücksichtigt werden müssen. Die Filme X und Y haben gleiche Belichtungswerte, während der Film Z sechsmal länger belichtet wurde. Abb. 1 zeigt eine Gegenüberstellung von Kurvenscharen der Belichtungszeiten bei konst. Röhrenstrom und variabler Spannung. Während die Kurven des Films Y sich mehr nach der Abszisse und die von Z nach der Ordinate neigen, liegt schon hier die bessere Detailerkennbarkeit infolge günstiger Schwärzungsunterschiede vor. Ein Überlichten dünner Querschnitte ist also kaum möglich.



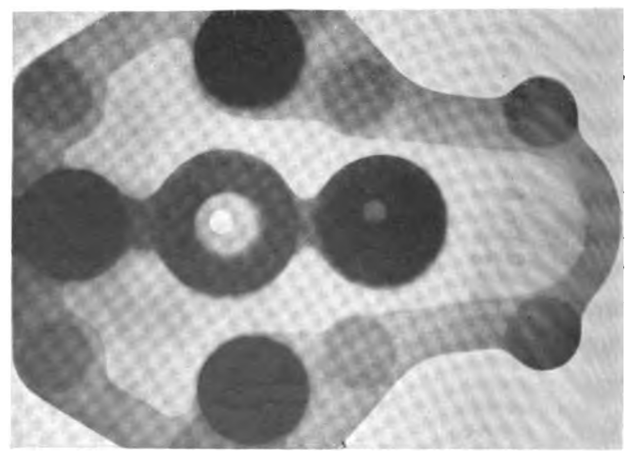
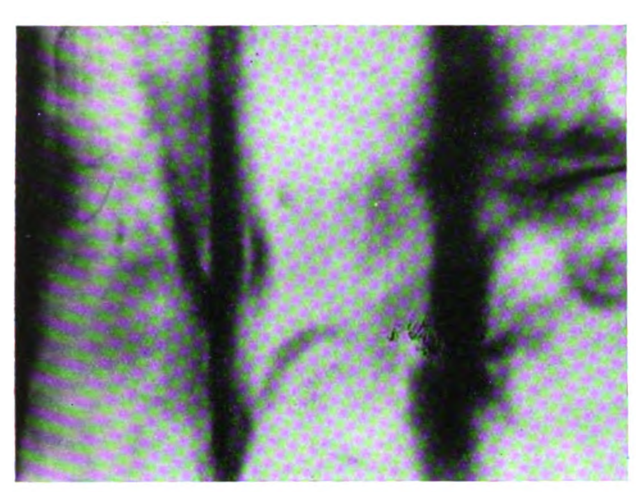


Abb. 2. Klarheit und Kontrastreichtum bei starken Querschnittsschwankungen. Oben Film Y, unten Film Z



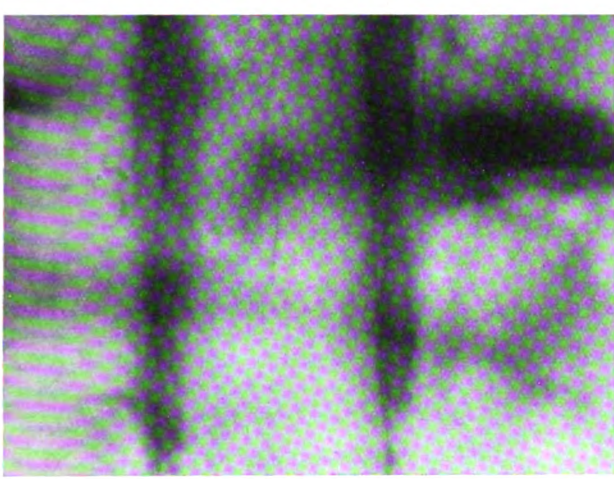




Abb. 3. Kniffempfindlichkeit. Von oben nach unten: Film X, Y, Z

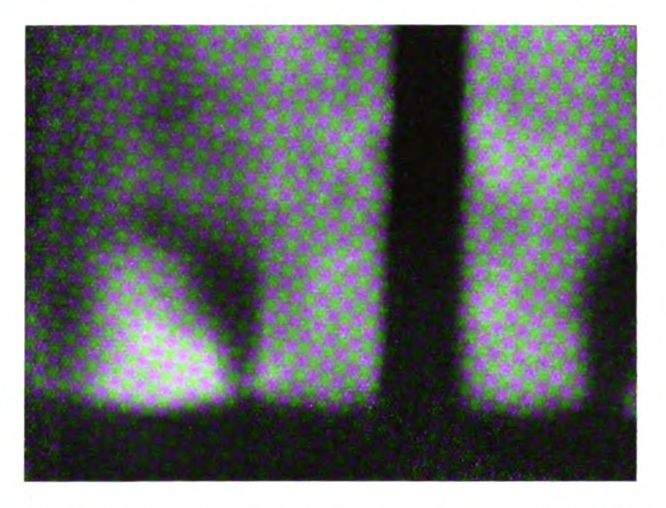
Abb. 2 zeigt ein Elektrongußstück mit großen Querschnittsunterschieden. (35 mm max. 27 mm, 17 mm, 11 mm, 7 mm min.). Die Aufnahmedaten sind 250 kV 6 mAmp, Belichtungszeit für Y = 12 sec, für Z = 60 sec. Hier liegt die Bestätigung des vorher Gesagten, denn bei Z ist ein gleichmäßigerer Schwärzungsunterschied vorhanden als bei Y.

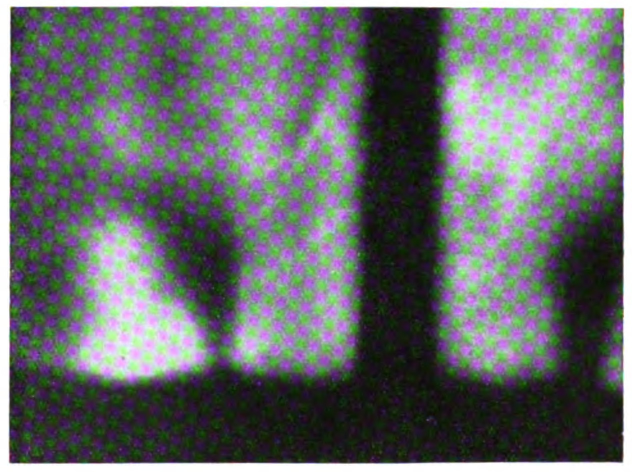
Abb. 3 zeigt die Druck- bzw. Kniffunempfindlichkeit. Es wurden Krümmungsradien von 90° gewählt, d. i. praktisch die höchstmögliche Beanspruchung.

Abb. 4 zeigt wiederum eine Gegenüberstellung der drei Filmsorten. Aufnahmedaten: 180 kV, 6 mAmp. X = 5 sec, Y = 5 sec, Z = 30 sec; Werkstoffdicke 6 mm. Man beachte vor allen Dingen die Schwärzungsunterschiede rechts von der durchgehenden Rippe. Hier erkennen wir bei Z ganz deutlich die Mikrolunkergebiete. Auch im Übergang zur Rippe ist eine bessere Fehlererkennbarkeit vorhanden als bei X und Y.

Abb. 5 zeigt einige Kopien von Aufnahmen der erwähnten Elektrontreppe. Es ist darauf zu achten, daß das Positiv die umgekehrte Schwärzung zeigt und außerdem nicht so klar und eindeutig die Tonskala wiedergibt wie das Negativ. Das Negativ zeigt auf alle Fälle eine Überlegenheit den anderen Filmen gegenüber.

Bei den Originalfilmen erkennt man ganz deutlich die überlegene Klarheit des Films Z. Während die beiden anderen Filme schon bei über 150 kV und 5 sec Belichtungszeit die Grauleiterkontraste verlieren, behält der Film Z





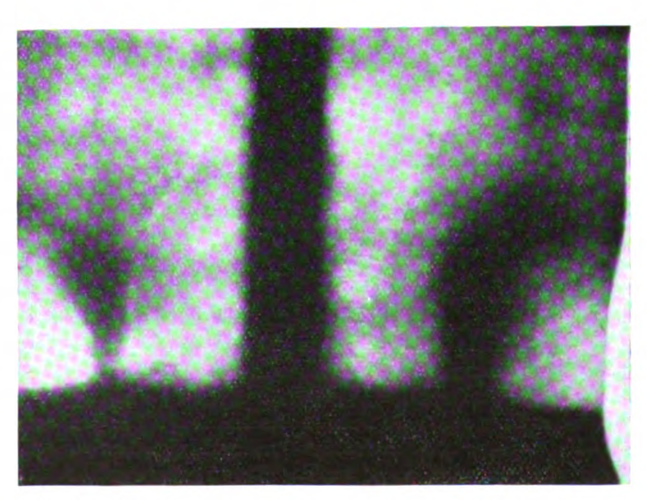


Abb. 4. Aufnahmen von einem mit Mikrolunkern durchsetzten Gußstück. Von oben nach unten: Film X, Y, Z

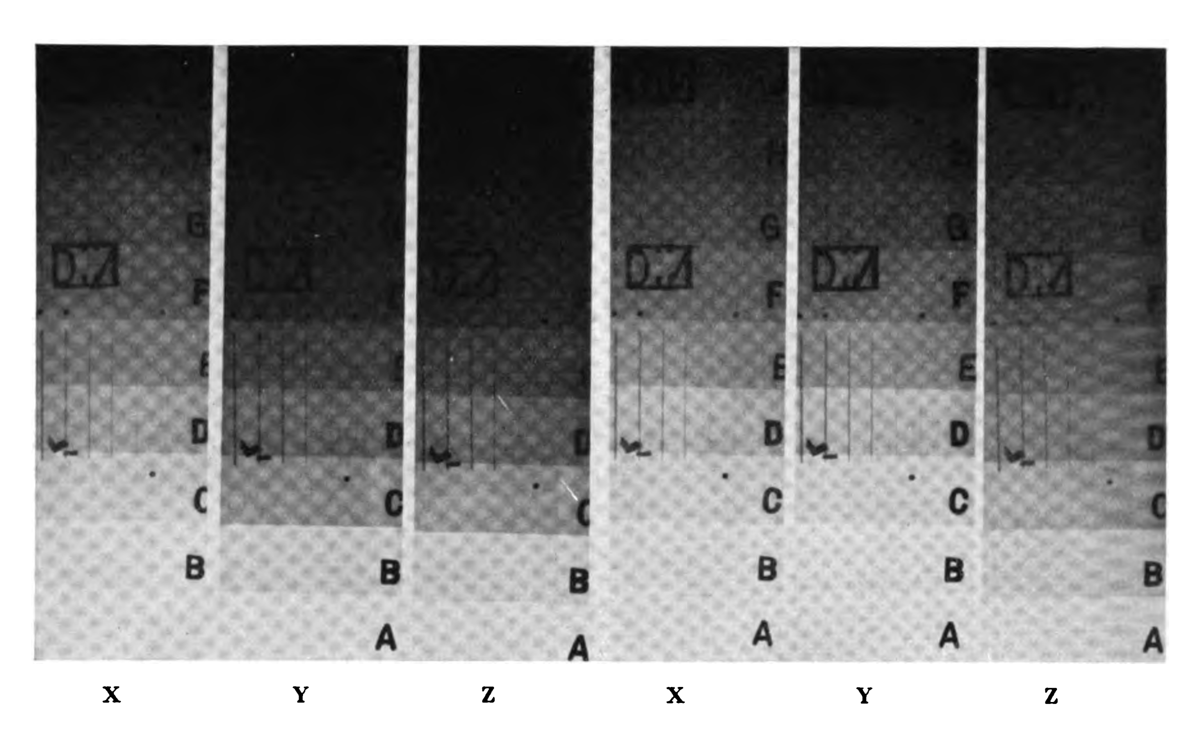


Abb. 5. Aufnahmen von einer Elektrontreppe (180 kV, 6 mAmp., 600 mm)

seine Tonskala in den dünnen Partien bei. Er reagiert auf die starken Partien kaum oder noch gar nicht, das bedeutet also, daß die dicken Querschnitte nicht verschleiert sind und somit die Detailerkennbarkeit bezüglich Heterogenität im Grenzbereich der Schwärzungsübergänge bei den dünnen Querschnitten praktisch einer optischen Tonskala gleichkommt.

Weitere Versuche wurden an Blei-Bronze-Lagerschalen ausgeführt, wobei ebenfalls recht gute Ergebnisse erzielt wurden. Auch hier war es möglich, feinste Gefügeauflockerungen sowie ganz feine Risse im Röntgenbild wahrzunehmen. Daß gerade bei der Untersuchung spezifisch so verschiedener Stoffe die Detailerkennbarkeit sehr gut sein muß, liegt im Vorgesagten begründet. Da die Absorptionseigenschaften sehr verschieden sind, zeichnen sich die feinsten Seigerungen kontrastreich.

Es ist also durchaus möglich, mit den vorhandenen Apparaturen und verhältnismäßig hoher Spannung durch Verwendung des Films Z eine Fehlererkennbarkeit zu erlangen, die der der Al-Legierungen gleichkommt. Dicke Querschnitte können dabei ohne Schwierigkeiten mit 250 bis 300 kV durchstrahlt werden.

Zugegeben werden muß allerdings, daß die verhältnismäßig hohe Belichtungszeit des Films Z als Nachteil angesehen werden muß. Aber auch hier kann gesagt werden, daß im Hinblick auf die bisher vorgenommenen Versuche eine baldige Besserung eintritt.

Zusammenfassung

Es wurde auf Schwierigkeiten bei der Untersuchung von Mg-Legierungen hinsichtlich der Absorption und Streustrahlung hingewiesen.

Zwei Wege zur Verbesserung wurden vorgeschlagen:

1. Hoher Röhrenstrom — geringe Röhrenspannung.
2. Verwendung eines Sonderfilms. Erfahrungen mit einem derartigen neuen Film wurden vergleichsweise an Hand von Probeaufnahmen besprochen.

Flugzeug-Großreihenfertigung auf die Minute

von Dr. HERBERT MÜLLENBACH, Dessau

Während die Massenfertigung im Kraftwagenbau schon verhältnismäßig früh einsetzte, mußte die Flugzeugindustrie die Fertigung der bewährten Baumuster in Großserien — abgesehen von einigen Anläufen früherer Jahre — im allgemeinen innerhalb kürzester Zeit aufbauen. Es lag nahe, dafür nach Vorbildern in der Technik zu suchen und dabei an den Kraftwagenbau zu denken.

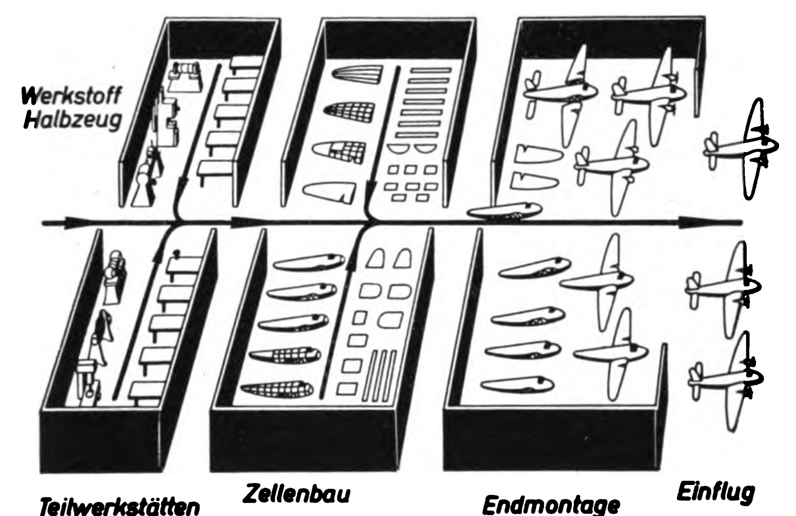
Wenn sich daher auch Flugzeug- und Kraftwagenbau rein äußerlich ähnlich sein mögen, so können sie doch nicht ohne weiteres miteinander verglichen werden. Ein Flugzeug ist nach metallurgischen, aerodynamischen, dynamischen, statischen, fertigungstechnischen und militärischen Gesichtspunkten gebaut und vereinigt so wie wohl kaum ein anderes technisches Erzeugnis fast alle Zweige neuzeitlicher Ingenieurkunst in sich. Aber während der Kraftwagen z. B. auch ohne Arbeit des Motors von der Erde getragen wird, muß, um das Flugzeug in der Luft auf gleicher Höhe zu erhalten, ständig Energie aufgewandt werden. Den motortechnischen Fragen kommt daher im Flugzeugbau eine bedeutend größere Rolle zu als im Kraftwagenbau. Daher sind die Anforderungen an die Zuverlässigkeit des Triebwerkes und damit auch an dessen Herstellung bedeutend höhere. Außerdem arbeitet der Flugmotorenbau heute mit höchsten Grenzwerten, wie sie wohl sonst kaum in der Technik gefordert werden: der Motor eines Personenkraftwagens verfügt heute höchstens über 120 PS, die Flugmotoren dagegen haben die 1000 PS-Grenze längst überschritten.

Flugzeug und Flugmotor stellen daher ebenso komplizierte wie empfindliche Organismen dar, die ihren eigenen Gesetzen folgen und für ihre Herstellung Vorrichtungen, Fertigungsverfahren, Meßmethoden und Hilfsmittel erfordern, für die es in der Technik kaum Vorbilder gibt. Nirgendwo sonst muß wie hier jedes Einzelteil bei kleinstmöglichen Dimensionen und geringstem Gewicht hohen und höchsten Kräften gewachsen sein, müssen Passungen und Toleranzen von höchsten Gütegraden eingehalten werden. Jeder hervorstehende Niet, jede Unebenheit in der Beplankung kann im Fluge aerodynamisch ungünstige Folgen haben und die Leistungen beeinflussen.

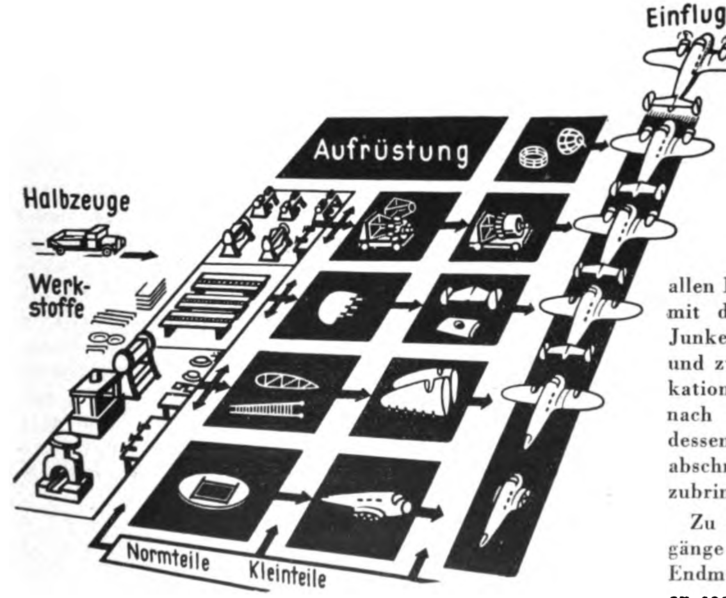




I. Entwicklungsstufe im Reihenbau
Flugzeugfertigung im Versuchs- und Kleinbetrieb



II. Entwicklungsstufe im Reihenbau
Flugzeugfertigung in Baugruppen und Serien



III. Entwicklungsstufe im Reihenbau
Fließende Flugzeugfertigung

Ist so der Bau schon eines einzelnen Flugzeuges mit im Kraftwagenbau unbekannten Bedingungen und Schwierigkeiten verbunden, so muß man es als eine der größten Leistungen deutscher Organisationskunst bezeichnen, derart komplizierte und empfindliche technische Erzeugnisse für die Großreihenfertigung reifgemacht zu haben. Dieser Großreihenfertigung liegt ein System zugrunde, das sowohl stückzahlmäßig als auch zeitlich nach genau festgelegten Planungen arbeitet und bei kürzestem Durchlauf des Werkstoffs und gleichzeitiger kleinster Rauminanspruchnahme eine möglichst große Ausbringungsstückzahl und damit die wirtschaftlichste Erzeugung gewährleistet. An der Entwicklung dieses Systems — heute als „Taktverfahren" Allgemeingut der deutschen Luftfahrtindustrie — haben die Junkers-Werke entscheidenden Anteil. Die außerordentlich große Bedeutung dieses „Taktverfahrens" für die deutsche Luftrüstung dürfte einen kurzen Überblick über seine geschichtliche Entwicklung heute rechtfertigen.

In den Anfängen des Flugzeugbaues gab es noch keine fertigungstechnischen Probleme. Im Vordergrund standen damals vor allem die Gesichtspunkte der Aerodynamik und der Statik, kurz, die Sorge, ob die Flugzeuge überhaupt flogen und ob sie festigkeitsmäßig den gestellten Anforderungen gewachsen waren. Die Methoden der Fertigung waren dagegen noch rein handwerklich, äußerst primitiv und unentwickelt, der Begriff „Massenfertigung" noch völlig unbekannt. Erst der Weltkrieg stellte die deutsche Flugzeugindustrie zum ersten Male vor die Aufgabe, bestimmte Muster für den Reihenbau reif zu machen und diesen dann durchzuführen. In den Jahren 1917/18 wurde bei den Junkers-Werken das Muster J 4, ein gepanzertes Infanterieflugzeug, in Reihen gebaut.

Dieser Reihenbau wurde damals erstmalig durch die Unterteilung der Fertigung in einzelne Baugruppen sowie durch die Heranziehung fremder Industriezweige für den Einzelteilbau und die erste Verwendung von Baulehren und Vorrichtungen nach wirtschaftlichen Gesichtspunkten organisiert. Wenn die damals gebauten Serien auch nach heutigen Maßstäben nicht allzu groß waren, so konnte Junkers auf diese Weise doch schon ziemlich früh die für die weitere Arbeit erforderlichen Erkenntnisse in der Fertigung hereinholen.

Das von Junkers in den Jahren 1919/20 und später gebaute Muster F 13, das erste reine Verkehrsflugzeug der Welt, war dann berufen, erste Anregungen zur Rationalisierung des Großreihenbaues von Flugzeugen zu geben. Gerade dieses Muster war — weit vorausschauend — in seinen konstruktiven Anlagen geradezu für den Reihenbau geschaffen. Aus allen Erdteilen kamen dann auch Aufträge auf dieses Muster, mit dessen Einsatz der heutige Weltluftverkehr begann. Junkers mußte also die F 13 in größeren Serien herstellen, und zwar zeitweise bis zu 60 Stück im Monat. Diese Fabrikation, die damals zweifellos eine Großfertigung war, wurde nach einem sogenannten „Baumusterplan" gestaltet, mit dessen Hilfe es möglich war, in genau festgesetzten Zeitabschnitten eine festgesetzte Anzahl von Flugzeugen herauszubringen.

Zu diesem Zwecke wurde die Aufteilung der Arbeitsvorgänge mit Zeitbestimmung recht weitgehend organisiert. Die Endmontage z. B. war in sechs Phasen gegliedert und wurde an sechs Arbeitsstellen mit festen Baugerüsten durchgeführt. An jeder dieser Stellen arbeitete jeweils eine mit einer ganz bestimmten Arbeit beschäftigte Kolonne. Nach Erledigung



Werkbilder (5): JFM

Fließfertigung von Einzelteilen am Wandertisch

dieser Arbeit, d. h. nach einer bestimmten Zeit, der sogenannten „Fortschrittszeit", wechselte die Kolonne zur nächsten Arbeitsstelle hinüber, um dort wieder die gleiche Arbeit auszuführen. Die in der Montage befindlichen Flugzeuge dagegen blieben an Ort und Stelle stehen. Wir haben also bereits hier die Tatsache einer weitgehenden Arbeitsteilung, bei der Spezialkolonnen jeweils immer nur ein bestimmtes Teilpensum der Montage an jedem Flugzeug zu verrichten hatten. Diese Methode hatte also bereits weitgehende Ähnlichkeit mit der heutigen fließenden Flugzeugfertigung nach dem Taktverfahren. Mit ihrer Hilfe war es damals möglich, alle 9 Stunden ein fertiges, einsatzfähiges Flugzeug herauszubringen. Fertigungstechnisch konnten dabei große Erfahrungen gesammelt werden. Die für die damalige Zeit bedeutende Aufgabe eines Reihenbaues konnte außerdem so straff organisiert werden, daß dem Werk noch genügend Möglichkeiten zur Entwicklung neuer Flugzeugmuster blieben.

Diese Methoden der Fertigung, die von Jahr zu Jahr verbessert und ergänzt wurden, standen im Bereich des vielfältigen Junkers-Konzerns nicht vereinzelt da. Eine Nebenproduktion von Apparaten und Geräten war um das Jahr 1926 bereits so fortentwickelt, daß sie mit Hilfe von F l i e ß - b ä n d e r n, die in einem bestimmten zeitlichen Rhythmus weiterliefen, durchgeführt werden konnte. Hierbei finden wir auch — also vor 15 Jahren — im Bereich des Junkers-Konzerns zum ersten Male die einzelnen Stufen dieser uhrwerkmäßigen Fertigung als „Takte" bezeichnet. Von hier aus fand diese Bezeichnung später Eingang in den Junkers-Flugzeugbau.

Dieser hatte inzwischen den Reihenbau des Musters Ju 33/34 aufgenommen, mit dem bekanntlich 1928 der erste Ozeanflug in Ost-West-Richtung durchgeführt wurde. In USA. zeigte man sich damals nicht abgeneigt, dieses Muster in Großreihe in Lizenz zu nehmen.

Zur Vorbereitung dieser in Amerika zu erwartenden Massenfertigung der Ju 33/34 wurde von Junkers noch im gleichen Jahre ein allen damaligen Anforderungen entsprechendes „Programm" ausgearbeitet und entwickelt, das im wesentlichen bereits alle Merkmale der heutigen Großreihenfertigung trug. Wie es schon immer eine Eigenart der Junkers-Werke gewesen war, nicht bloß zu bauen, sondern im großen Umfange auch Forschung zu betreiben, so wurden hierbei die wirtschaftlich-



Fließfertigung von Tragflächen auf fahrbaren Baugerüsten

sten Methoden der Planung und Fertigung fast wirtschaftlich erforscht und festgelegt. So wurden wertvolle Vorarbeiten geleistet, die später als Grundlagen für die mit der deutschen Aufrüstung verbundenen Massenfertigung dienen konnten und schließlich zum „Taktverfahren", dem Reihenbau in höchster Vollendung, führten.

Als Junkers einige Jahre später die Ju 52/3m herausbrachte und dieses Muster von der Lufthansa in größeren Stückzahlen in Auftrag bekam, konnte bei der Fertigung auf die schon im F 13-Baumusterplan grundgelegte Methode aufgebaut werden, die lediglich dem fortgeschrittenen Stand der Technik angepaßt zu werden brauchte. Denn inzwischen hatte die Entwicklung der Flugzeuge ungeahnte Fortschritte gemacht. Aus verhältnismäßig einfachen Bauobjekten waren hochgezüchtete Maschinen geworden, die im Aufbau von Zelle, Triebwerk und der Vielzahl der Einbauten an die Beherrschung und Organisation einer wirtschaftlichen Fertigung noch kompliziertere und schwierigere Anforderungen stellten. Als schließlich nach der Machtergreifung die deutsche Luftfahrtindustrie vor die bisher ungekannte Aufgabe: „Flugzeuge in Großserien-Massenfertigung" gestellt wurde, konnten die Junkers-Werke daher als Grundlage hierfür einen reichen Schatz an Vorarbeiten und Erfahrungen mitbringen.

Die in Auftrag gegebenen Großserien machten es nötig, das bisher von Junkers entwickelte Fertigungsverfahren, das man „Takten" nannte, noch besser und wirtschaftlicher zu gestalten und neue Einrichtungen für den Serienbau zu entwickeln.

Das Junkers-Fertigungsverfahren sah nunmehr so aus: Die großen Bauteile und das Flugzeug selbst werden in der fließenden Fertigung über eine „Taktstraße" durch hintereinandergeschaltete Arbeitsplätze bewegt. Bei jedem Arbeitsplatz muß nach einem festgelegten Arbeitsplan in einer festumrissenen Zeit, der „Taktdauer", eine Vielzahl von Arbeitsgängen an dem jeweiligen Bauteil erledigt sein. Am neuen Arbeitsplatz übernimmt die neue Gruppe dasselbe Werkstück und bringt es seiner Fertigstellung wieder einen ganz bestimmten Schritt näher. So entsteht durch die Wanderung der Bauteile innerhalb einer planbestimmten Zeit die „Flugzeug-Großreihenfertigung auf die Minute". Durch Lockerung oder Verdichtung des Taktrhythmus ist es möglich, die zahlenmäßige Herstellung der Maschinen zu regulieren — je nach Bedarf und Anforderung der Auftraggeber.

Mit diesem Verfahren hat Junkers außerordentliche Erfolge erzielt, die sich vor allem in der Wirtschaftlichkeit der Fertigung und der Erhöhung des Bautempos, in der Verringerung der Durchlaufzeiten und der durchgreifenden Erziehung der Gefolgschaft zur höchsten Termintreue und Qualitätsarbeit ausgewirkt haben. Selbstverständlich sind immer wieder konstruktive, betriebliche und organisatorische Verfeinerungen durchgeführt worden. Sämtliche Werke des Junkers-Konzerns sowie alle größeren Werke der übrigen Luftfahrtindustrie arbeiten heute in sich und auch untereinander nach diesem „Taktverfahren" und gewährleisten damit diejenige Großreihenfertigung von Flugzeugen, Flugmotoren und Luftschrauben, die die deutsche Luftwaffe für ihren Einsatz braucht.

Leistungen von Flugzeugrädern und Bremsen

Von Dipl.-Ing. H. BURKHARDT, Stuttgart-Bad Cannstatt

Versuchsabteilung der Elektron-Co. m. b. H.

Bei den neuzeitlichen Flugzeugen stehen meist die Flugleistungen, die äußere Form der Zelle, die Motoren, die Bewaffnung oder der militärische Verwendungszweck im Vordergrund der allgemeinen Beachtung, während die Leistungen der Fahrwerke meist nur einem Kreis von Spezialisten näher bekannt sind. Federbeine, Räder und Bremsen sind nun heute so hochentwickelte Bauteile, daß sie ganz besonderes Interesse verdienen. Nachfolgend wird auf neuzeitliche Räder und Bremsen näher eingegangen und die theoretische Grundlage für die Berechnung des Landevorganges behandelt.

Forderungen für Flugzeugräder und Bremsen

An Flugzeugräder und Bremsen sind folgende grundsätzliche Forderungen zu stellen: Das Gewicht muß so gering wie möglich sein. Äußerste Beschränkung in den Außenabmessungen ist erforderlich mit Rücksicht auf die Widerstandsfläche und das Einziehen des Fahrwerks während des Fluges. Bei einem in den Flügel einziehbaren Fahrwerk hängt z. B. von dem benötigten Raum, die Profildicke und damit wieder die Fluggeschwindigkeit ab. Ausreichende Sicherheit, auch im Falle einer Notlandung muß gewährleistet sein. Der geforderte Federweg und die Arbeitsaufnahme müssen anteilig vom Rad (Bereifung) und Federbein aufgebracht werden.

Beim S t a r t werden weiter gefordert: Geringe Lagerreibung bei allmählicher Beschleunigung vom Stand bis zur Abhebegeschwindigkeit sowie Überlastbarkeit. Die größte Radlast des beladenen und mit Betriebsstoff versehenen Flugzeuges zuzüglich der Rollstöße muß aufgenommen werden können.

Für die L a n d u n g schließlich muß das Fahrwerk den Landestoß mit plötzlicher Drehbeschleunigung der Räder von 0 auf die der Landegeschwindigkeit entsprechende Drehzahl aufnehmen. Der Auslauf muß durch bremsbare Räder verkürzt werden. Dabei werden normal etwa 50% der Energie des landenden Flugzeuges in Wärmeenergie umgesetzt und im Radkörper aufgenommen. Die Bremswirkung muß, für jede Fahrwerksseite getrennt, feinstufig regelbar sein (Kurvenrollen).

Auch die leichte und gute W a r t u n g des Flugzeugfahrwerks verlangt die Einhaltung einer Reihe von Forderungen. So müssen Rad und Bremsen leicht gewechselt werden können und unempfindlich sein. Die Reifenmontage soll mit einfachen Mitteln in kurzer Zeit durchführbar sein und die Lagerung muß in sich abgeschlossen sein, ohne Schmierbedarf.

Damit ergeben sich für die Konstruktion des Fahrwerks bestimmte Grundsätze, zu denen noch ganz allgemein das Streben hinzukommt, leicht zu beschaffende Werkstoffe zu verwenden und auf Fabrikationsmöglichkeiten Rücksicht zu nehmen. Weitgehende Normung, so daß eine Radtype in mehreren Flugzeugmustern verwendet werden kann, ist heute selbstverständlich.

Von den vorstehend genannten Forderungen sind besonders die verlangten Bremsleistungen von ausschlaggebender Bedeutung für die Radkonstruktion. Dementsprechend werden die Bremsforderungen nachfolgend besonders herausgegriffen.

Bremsenergie und erforderliche Bremsmomente

Mit den Bezeichnungen:

E = Energie des landenden Flugzeuges [mkg],
m = Flugzeugmasse [$kg \cdot s^2 \cdot m^{-1}$],
v_L = Landegeschwindigkeit [$m \cdot s^{-1}$],
r = Rollhalbmesser des Rades [m],
s = Bremsstrecke [m],
M = Bremsmoment eines Flugzeugrades [mkg],
P_R = ruhende Radlast [kg]

errechnet sich die Energie eines landenden Flugzeuges aus der Beziehung

$$E = \frac{m \cdot v^2}{2} \text{ mkg.}$$

Von dieser Energie werden erfahrungsgemäß etwa 50 % bei der normalen Landung durch Rollreibung, induzierten Luftwiderstand in Bodennähe usw. vernichtet, so daß durch die Bremsen aufzunehmen sind:

$$E_{Br} = \frac{m \cdot v^2}{2 \cdot 2} \text{ [mkg] oder}$$

$$Q_{Br} = \frac{m \cdot v^2}{2 \cdot 2 \cdot 427} \text{ [kcal].}$$

Bei einem Landegewicht von 9000 kg und einer Landegeschwindigkeit von 150 km/h ergibt sich beispielsweise eine Bremsenergie

$$Q_{Br} = \frac{9000 \cdot 41{,}66^2}{9{,}81 \cdot 2 \cdot 2 \cdot 427} = 940 \text{ [kcal].}$$

Auf jedes Rad entfallen hiermit 470 kcal. Im Notlandefall (Versagen der Landehilfen) sei die Landegeschwindigkeit um 20 % erhöht zu 180 km/h angenommen. Die Bremsenergie erhöht sich dann auf

$$Q_{Br} = \frac{9000 \cdot 50^2}{9 \cdot 81 \cdot 2 \cdot 2 \cdot 427} = 1320 \text{ [kcal] bzw. } 660 \text{ [kcal] pro Rad}$$

und ist somit bereits um 40 % gestiegen. Wenn man bedenkt, daß der Bremsvorgang in höchstens 15 bis 20 Sek. beendet ist, so ist ohne weiteres einzusehen, daß die Unterbringung dieser Wärmeenergien im Radkörper nicht ganz einfach ist. Durch Verwendung von Doppelbremsen, d. h. je einer Bremse auf jeder Radseite und besondere Wärmespeicher konnte dieses Problem gelöst werden. In der Zahlentafel sind die Wärmebelastungen von Last- und Rennwagenbremsen denen von Flugzeugbremsen vergleichsweise gegenübergestellt.

Eine gebremste Flugzeuglandung muß auf einer Rollstrecke von $s = 300$ m beendet sein. Das erforderliche mittlere Bremsmoment errechnet sich empirisch aus der Beziehung

$$M = \frac{E_{Br} \cdot r}{s} \text{ [mkg].}$$

Für vorstehendes Beispiel ergibt sich bei $r = 0{,}45$ m Rollradius

$$M = \frac{200\,000 \cdot 0{,}45}{300} = 300 \text{ [mkg].}$$

Dabei muß beachtet werden, daß die Reibung zwischen Reifen und Boden in zulässigen Grenzen bleibt. Im vorliegenden Fall wird bei rd. 10 % Abzug für die Spornlast die Radlast mit $P_R = 4100$ kg einzusetzen sein.

Der Bodenreibwert muß dann

$$\mu = \frac{M}{P_R \cdot r}, \text{ also}$$

$$\mu = \frac{300}{4100 \cdot 0{,}45} = 0{,}16$$

sein. Erfahrungsgemäß erzielt man für μ bei Reibung von Gummi auf Gras Werte bis 0,25 und von Gummi auf Beton Werte bis 0,5. Bei Landungen auf Beton sind also viel höhere Bremsmomente anwendbar, soweit nicht der Reifenverschleiß und die Gleichgewichtslage des Flugzeuges eine Grenze setzen. Die Betonlandebahn erlaubt kürzere Ausrollstrecken und erfordert damit höhere Bremsleistungen.

Zahlentafel

	Gesamtgewicht kg	Abgebremster Geschwindigkeitsbereich km/h	Abzubremsende Energie je Rad mkg	Wärmebelastung je Rad kcal
Schnellastwagen ..... (4 Räder, 4 Bremsen)	5000	80 bis 0	31 000[1])	73
Rennwagen .... (4 Räder, 4 Bremsen)	1000	250 bis 100 (vor Kurven)	52 000[1])	120
Schnellflugzeug ...... (2 Räder, 4 Bremsen)	9000	150 bis 0 (180 bis 0)	200 000 (280 000)	470 (660)

[1]) Tatsächlich noch kleiner, da Luft- und Rollwiderstand nicht berücksichtigt.

Ausführung der Bremsen

In den deutschen Flugzeugen werden heute hauptsächlich öldruckbetätigte Innenbackenbremsen mit Duo-Servo-Wirkung verwendet (vgl. Abb. 1). Die Wirkungsweise der Duo-Servo-Bremse ist in Abb. 2 erläutert. Durch die Betätigungskraft K (Öldruckzylinder) wird die erste Bremsbacke angedrückt. Die entstehende Normalkraft N und die Reibungskraft $\mu \cdot N$ erzeugen im Gelenkpunkt A_1 eine Auflagerkraft, die gleichzeitig als Betätigungskraft für die Backe 2 dient.

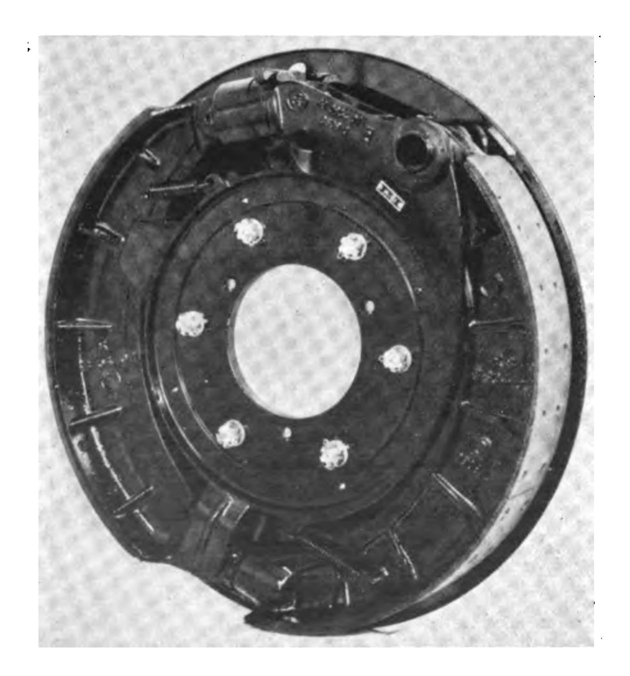


Abb. 1 (links). Flugzeug-Innenbacken-Duo-Servo-Bremse aus Elektron-Guß

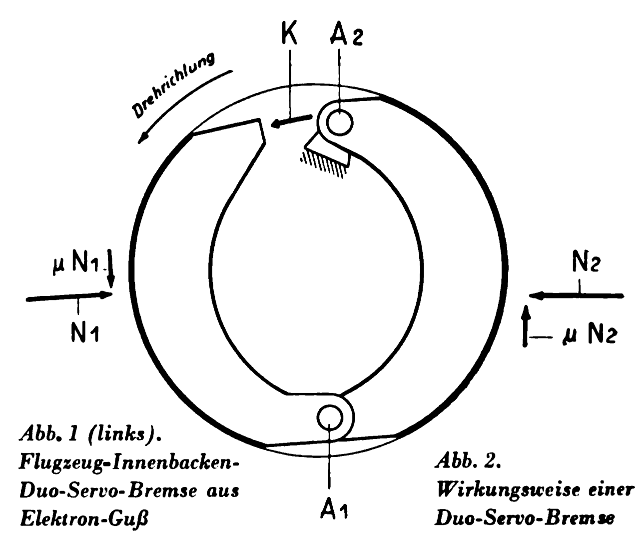


Abb. 2. Wirkungsweise einer Duo-Servo-Bremse

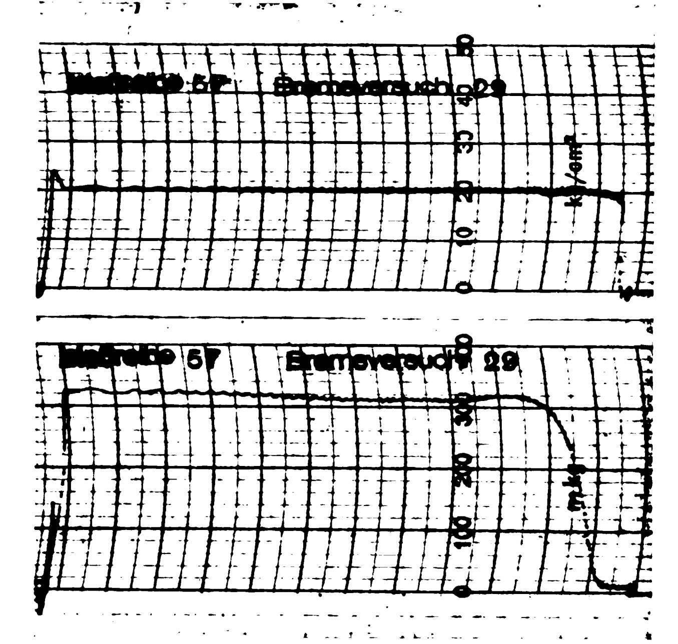


Abb. 3. Verlauf des Bremsmomentes einer Duo-Servo-Bremse in Abhängigkeit vom Bremsdruck.
Obere Kurve: Bremsdruck. Untere Kurve: Bremsmoment
(Mit Bremsmoment-Schreibgerät aufgenommen)

Die Servowirkung der ersten Backe ruft an der zweiten Backe nochmals eine wesentlich verstärkte Servowirkung hervor. Es werden also mit verhältnismäßig geringen Kräften K recht beträchtliche Bremsmomente erzielt. Allerdings muß für jede Drehrichtung eine besondere Bremse gebaut werden. Der Verlauf des Bremsmomentes einer Duo-Servo-Bremse ist, wie auf Abb. 3 ersichtlich, sehr gleichmäßig ohne Spitzen und Schwankungen über dem ganzen Bereich. Als Baustoff für das Bremsschild und die Bremsbacken hat sich Elektronguß bestens bewährt. Die Bremsbeläge sind asbestfrei, aus deutschen Werkstoffen hergestellt.

Ausführung der Räder

Allen Anforderungen an ein neuzeitliches Fahrwerksrad wird das in Abb. 4 dargestellte Doppelbrems-Flugzeugrad aus Elektronguß mit zwei Duo-Servo-Öldruckbremsen weitgehend gerecht. Abb. 5 zeigt dieses Rad im Querschnitt.

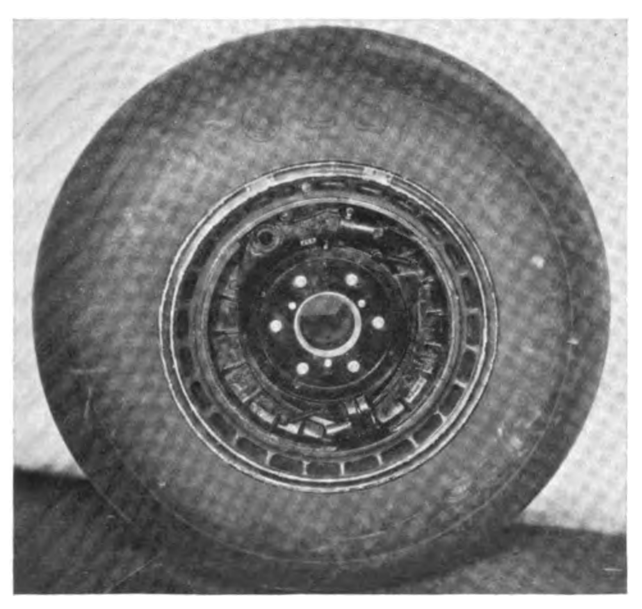


Abb. 4. Flugzeugrad aus Elektron-Guß mit 2 Duo-Servo-Öldruckbremsen (Abdeckbleche der Bremse entfernt)

Durch Verwendung von Magnesiumlegierungen und Heranziehen der aus Festigkeitsgründen vorhandenen Metallmengen zur Wärmeaufnahme wird niedriges Gewicht erzielt. Durchschnittlich werden für den Radkörper einschließlich zwei Bremsen ohne Bereifung pro Kilogramm Tragkraft 0,012 kg Gewicht aufgewandt. Die durch den Reifen gegebene seitliche Begrenzung wird nicht überschritten, da die Bremsen innerhalb der Felgenaußenkanten liegen. Räder und Bremsen sind überlastbar; die Sicherheit ist durch Erprobung auch für Notfälle gewährleistet. Robuste Kugellagerung gewährleistet geringe Lagerreibung. Die Bruchfestigkeit des Radkörpers ist durch die gedrungene Bauart und die stützende Wirkung der Bremstrommeln außerordentlich hoch. Die Bruchlast beträgt etwa das achtfache der größten ruhenden Radlast. Eine damit mögliche Verminderung der Querschnitte zum Zwecke der Gewichtserleichterung ist jedoch aus Gründen wirtschaftlicher Herstellung nicht zu vertreten. Die Bremsenergien werden sicher beherrscht, während der Landung teilweise gespeichert und dann durch Strahlung an die umgebende Luft abgegeben.

Rad und Bremsen sind eine Einheit, die zusammen auf die Achse aufgeschoben werden und durch Ankuppeln der Bremsbetätigungsleitungen und Füllen mit Betätigungsmittel betriebsbereit werden. Es sei hier darauf hingewiesen, daß die Bremsbeläge selbstverständlich immer peinlichst von Fett und Ölen freigehalten werden müssen. Weiter sei bemerkt, daß oft auch irrige Meinungen über das Aussehen der Bremsbeläge im Betriebszustand verbreitet sind. Es sei hier festgestellt: Eine gut eingelaufene Bremse mit z. B. Buna-Stahlbelägen hat eine spiegelglatte Oberfläche. Je glatter diese Oberfläche (bei peinlichster Vermeidung von Öl oder Fett), desto besser wird die Bremswirkung. Die Bremswirkung läßt sich keinesfalls durch Aufrauhen der Oberfläche des Belages verbessern, ganz im Gegenteil, sie wird dadurch schlechter. Der Idealzustand ist eine fein geschliffene Bremstrommel und ein feingeschliffener Bremsbelag frei von allen Verunreinigungen.

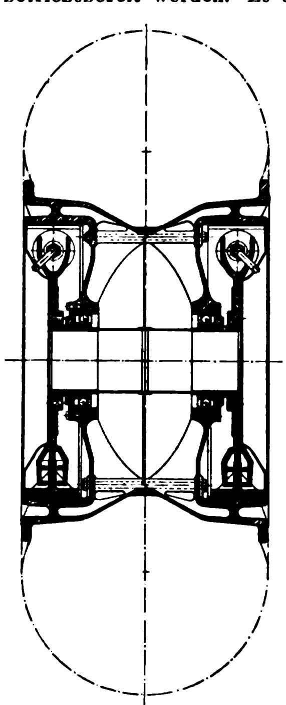


Abb. 5. Querschnitt durch das Flugzeugrad nach Abb. 4

Besondere Abdeckbleche schützen die Bremsen vor Verunreinigungen von außen. Der Radkörper ist durch Lösen der Radkranzschrauben in zwei Hälften teilbar, so daß die Reifenmontage einfach durchzuführen ist. Dabei braucht die vollständig geschlossene zweiteilige Lagerung nicht besonders gelöst zu werden. Die Kugellager werden beim ersten Radzusammenbau mit Fett gefüllt und infolge einwandfreier Abdichtung durch Bunawellendichtringe während der ganzen Betriebszeit nicht mehr geschmiert.

Der verwendete Magnesiumguß ist als heimischer Werkstoff auf breitester Basis herstellbar. Bemerkenswert ist, daß es durch die besondere Bauart gelungen ist, die Bremstrommeln aus unlegiertem Gußeisen herzustellen, was für die hier verlangten Bremsleistungen früher nicht möglich schien. Austauschbarkeit der Einzelteile und des Gesamtrades ist selbstverständlich gewährleistet. Der Radindustrie ist es gelungen, mit dem beschriebenen Radtyp allen Anforderungen nachzukommen unter ausschließlicher Verwendung heimischer Werkstoffe. Auch Räder und Bremsen tragen so ihren wichtigen Teil zur überragenden Leistung der deutschen Flugzeuge bei.

FORSCHUNGS-KURZBERICHTE

Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S = Seiten, Sp = Spalten, L = Lichtbilder, Sk = Skizzen, Sb = Schaubilder, Z = Zahlentafeln, F = Formelrechnungen, f = ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Ausrüstung

Fallschirm für schnelle Flugzeuge. P 41

A. Bruno: Problemi del paracadute alle alte velocità; Aerotecn. Bd 21, N 2 (II 41), S 95/108 (13½ S, 11 Sb, F).

Fallschirmabsprung bei hoher Fluggeschwindigkeit bedingt starke Beanspruchungen, z. B. beim „Salvator D 37" bei 400 km/h Ausgangsgeschwindigkeit über 200 kg; das hält der menschliche Körper nicht aus. Stoßdämpfer nützen nicht viel, wenn sie nicht sehr große Bremswege haben. Besser wäre ein verzögertes Auslösen: Man springt ab, ohne die Aufziehleine einzuhaken, läßt den Körper durch den Luftwiderstand im Fall bremsen und öffnet den Fallschirm erst nach einigen Sekunden von Hand. Die Grenzgeschwindigkeit des Menschen im freien Fall ist nach amerikanischen Versuchen 190 km/h, nach deutschen und italienischen Messungen je nach Körperdicke 165 bis 330 km/h. Je nach Anfangs- und Endgeschwindigkeit ergeben sich für den Absprung aus einem Flugzeug verschieden gekrümmte Fallbahnen; sie hängen außerdem vom Anfangswinkel ab. Daraus ergibt sich die erforderliche Verzögerung beim Auslösen: Die Zeiten werden übermäßig groß und die freie Fallhöhe beträchtlich. — Ein neuer Fallschirm mit verzögerter Entfaltung wurde erprobt. Er war betriebssicher; die Beanspruchungen bleiben klein und entsprechen der Theorie.
E. Foku 41 09 01

Betriebsstoffe

Cetanzahl-Bestimmung im Prüfdieselmotor. G 15

L. Köhler: Cetanzahlmessung zündträger Kraftstoffe; MTZ Bd 3, N 4 (IV 41), S 107/109 (6 Sp, 3 L, 9 Sk, 2 Sb, 1 Z).

Mit Dieselkraftstoffen einer Cetanzahl unter 30 springt der Motor schlecht an und klopft im Betrieb. Solche zündträgen Kraftstoffe machen auch im Prüfmotor Schwierigkeiten. Der I. G.-Prüfdiesel wurde daher mit höherer Verdichtung, bis 30, versehen und sein Verbrennungsraum in den Kolbenboden verlegt, wobei die unmittelbare Einspritzung günstig angeordnet wurde. Er hat einen Quarzindikator mit Braunscher Röhre. Zum Messen der Cetanzahl diente das Zündverzugsverfahren.
E. Foku 41 09 02

Temperaturbeständigkeit von Schmierstoffen. G 37-2

M. Richter: Die Bestimmung der thermischen Beständigkeit von verschiedenen Flugmotorenölen; Lufo Bd 18, N 5 (28 V 41), S 184/197 (14½ Sp, 4 Sk, 19 Sb, 6 Z).

Die thermische Beständigkeit bei Ausschluß von Sauerstoff wurde für einige mineralische und synthetische Flugmotorenöle bestimmt. E. Foku 41 09 03

Festigkeit

Beanspruchung von Kreisringspanten. A 22 42

W. Stieda: Zur Statik von Kreisringspanten in Flugzeugdruckkabinen; Lufo Bd 18, N 6 (30 VI 41), S 214/222 (17 Sp, 17 Sk, 23 Sb, F).

Für kreisförmige Ringspante mit gleichbleibendem und veränderlichem Trägheitsmoment lassen sich Biegemomente, Normalkräfte und Querkräfte infolge eines Momentes, einer Einzelkraft oder einer sinusförmigen Belastung bei tangentialer Stützung genauer und einfacher ermitteln als nach den üblichen Schrittverfahren. E. Foku 41 09 04

Ausbeulen zentrisch gedrückter Stäbe mit dünnwandigem U-Profil. A 22 23

G. Kimm: Beitrag zur Stabilität dünnwandiger U-Profile mit konstanter Wandstärke im elastischen Bereich; Lufo Bd 18, N 5 (28 V 41), S 155/168 (27 Sp, 1 L, 10 Sk, 6 Sb, 11 Z, F).

Für das Ausbeulen dünnwandiger U-Profile mit gleichbleibender Wandstärke ergeben sich nach dem Energieverfahren zwei Näherungslösungen; die strenge Lösung folgt aus der Differentialgleichung der gedrückten. hinsichtlich Beulform und Beulfestigkeit gleichwertigen Platte. Der „Beulfaktor" hängt nur vom Seitenverhältnis ab. Die zweite Näherung durch Hinzunahme eines Gliedes für die Querkräfte verbesserte die erste, schon recht genaue Lösung wenig. Auch bei der strengen Lösung wurden die Kräfte vernachlässigt, die in die Rücken- oder Schenkelebenen fallen, da sie klein sind und ihre Vorzeichen mit jeder Beule wechselt. Ein Reihenansatz nach *Ritz* gibt also hinreichend genaue Werte. Die Grenze des Beulbereichs gegen den Biegeknick- und Drillknickbereich ist durch die Profilabmessungen bestimmt. Auch bei üblichen U-Profilen können die Wandungen ausbeulen. Die Versuche stimmen mit der Rechnung überraschend gut überein. E. Foku 41 09 05

Versteifung von Ausschnitten. A 22 42

K. Marguerre: Spannungen in Ausschnittversteifungen; Lufo Bd 18, N 7 (19 VII 41), S 253/261 (18 Sp, 15 Sk, 5 Sb, F).

Für räumlich gekrümmte Ringe zum Versteifen von Ausschnitten in Schalen läßt sich unter vereinfachenden Annahmen der Spannungszustand ermitteln. E. Foku 41 09 06

Augen-Bolzen-Verbindungen. A 22 34

Vittorio Calderini: La Resistenza delle giunzioni ad occhio; Aerotecn. Bd 21, N 5/6 (V/VI 41), S 343/371 (26½ S, 15 L, 8 Sk, 12 Sb, 5 Z, F, f 4 Sk, 2 Sb).

Augenverbindungen mit meist rechteckigen Enden reißen bei Versuchen meist durch Zug in Querrichtung, oft durch Abscheren in zwei Längsfasern oder durch Druck am Scheitel, mitunter auch durch Quetschen am Scheitel und anschließenden Querbruch. Die Untersuchungen von Parametern aus den Spannungsverhältnissen lieferte einen Vergleich zwischen deutschen, englischen, amerikanischen und französischen Bolzenaugen. Dabei zeigten die Gabelspannschrauben nach DIN L 77 den besten Ausgleich der Beanspruchungen. E. Foku 41 09 07

Flugmechanik

Einfluß der Baugrößen auf die Flugleistungen. P 31 9

L. Lazzarino: Studio sull'influsso delle caratteristiche degli elementi costitutivi di un aeroplano su alcune importanti caratteristiche di volo; Aerotecn. Bd 21, N 4 (IV 41), S 263/287 (25 S, F).

Aus der Gewichtzerlegung des Flugzeuges und den Grundgleichungen des Fluges ergeben sich Beziehungen zwischen den Baugrößen und der Beförderungsleistung = Nutzlast × Geschwindigkeit, der zugehörigen Wirtschaftlichkeitszahl, der Höchst- und Steiggeschwindigkeit, dem Vortriebswirkungsgrad sowie der Gleitzahl. Dabei sind der Widerstand und die Art des Kühlers, ferner der Vortrieb des Auspuffes zu beachten.
E. Foku 41 09 08

Sturzflugverlauf beim Bombenwurf. P 31 73

Felipe Lafita Babio: El avión de bombardeo en picado desde el punto de vista aerodinámico; Rev. de Aeronautica Bd 2. N 5 (IV 41), S 332/338 (14 Sp, 3 Sk, 1 Z, F).

Aus den Bewegungsgleichungen für den Sturzflug ergeben sich Bahn- und Geschwindigkeitsverlauf bei laufendem Motor sowie die Baubedingungen von Flugzeug und Luftschraube, besonders für das Abdämpfen von Störungen.
E. Foku 41 09 09

Sturz- und Gleitflug. P 31 73

W. Müller: Zur Frage des geraden Sturz- und Gleitfluges bei veränderlicher Luftdichte; Lufo Bd 18, N 5 (28 V 41), S 174/178 (10 Sp, 4 Sb, 5 Z, F).

Die Geschwindigkeit beim Sturzflug und beim Gleitflug weicht von den üblichen Werten ab, wenn



man die Veränderlichkeit der Luftdichte und die Abhängigkeit der Widerstandszahl vom Auftrieb berücksichtigt. E. Foku 41 09 10

Rechentafel für Fluggeschwindigkeiten. **P 31 93**

José M. Aymat Mareca: Un abaco util; grafico de velocidades; Rev. de Aeronautica Bd 2, N 5 (IV 41), S 328/331 (8 Sp, 5 Sb).

Die Fluggeschwindigkeit mit den Berichtigungen wegen Höhe bzw. Dichte und Windeinfluß erhält man in verschiedenen Maßeinheiten aus einer vierteiligen Fluchtlinientafel, deren Teilungsträger, bis auf einen für die Temperatur, geradlinig und parallel sind. E. Foku 41 09 11

Flugströmungslehre

Luftkräfte an schiebenden Flügeln. **P 31 13**

Egon Möller: Sechskomponentenmessungen an Rechteckflügeln mit V-Form und Pfeilform in einem großen Schiebewinkelbereich; Lufo Bd 18, N 7 (19 VII 41), S 243/252 (19 Sp, 1 L, 18 Sk, 51 Sb, 4 Z, F).

Drei Rechteckflügel, einer gerade, einer mit 6° V-Form und einer mit 15° Pfeilform, Schnitt Göttingen 387, ergaben beim Schieben unter —30 bis + 30°, daß das Schieberollmoment durch V- und Pfeilform stark stabil wird; die Richtungsstabilität wird nur durch Pfeilform verbessert. Abrunden der scharfen Flügelenden beeinflußt die Stabilität wenig. E. Foku 41 09 12

Auftriebsverteilung bei Doppeldeckern. **P 31 11**

D. Küchemann: Auftriebsverteilungsrechnungen für eine systematische Reihe von Doppeldeckeranordnungen; Lufo Bd 18, N 6 (30 VI 41), S 205/213 (17½ Sp, 12 Sk, 48 Sb, F).

Ein früheres Verfahren (vgl. Lufo 1938, S 543) zum Berechnen der Auftriebsverteilung über die einzelnen Flügel eines Doppeldeckers wurde benutzt, um die Verwindung durch Wechselwirkung über die Spannweite und den Gesamtauftrieb jedes Flügels für planmäßig geänderte Werte von Staffelung, Flügelabstand und Spannweitenverhältnis zu berechnen. So wurden die Zusammenhänge für den ganzen Bereich ermittelt.

E. Foku 41 09 13

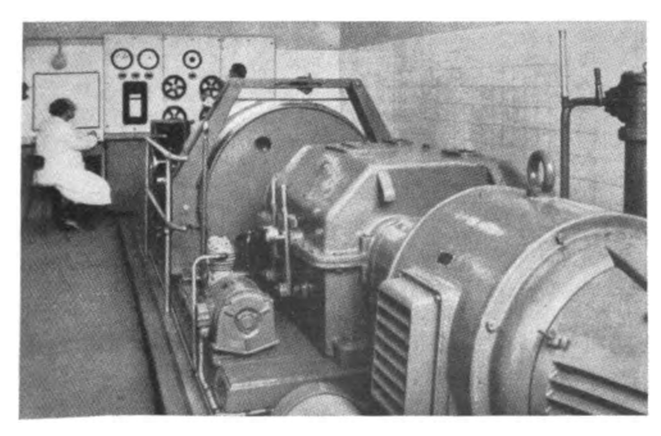
Flugzeuge/Zubehör

Flugzeugbremsen. **K 34 P 39 91**

Nach Angaben der Alfred Teves G. m. b. H., Frankfurt a. M. (Ate-Ring N 14 [III 41] S 23 [2½ Sp, 2 L]).

Bei Betätigung von Laufradbremsen moderner Hochleistungsflugzeuge treten besondere Probleme auf, die sich aus der Wärmebelastung des Bremsmaterials ergeben. Bei den meisten, aus Raumgründen auf kleinsten Durchmesser gehaltenen Laufrädern sind bei kleinen Abmessungen große Wärmemengen abzuführen. Dabei wird der Kühlluftstrom durch Bereifung, Abdeckbleche, Beinverkleidungen oft ungünstig beeinflußt.

Bei Bremsuntersuchungen gilt das Hauptinteresse der Beschaffenheit und dem Verhalten des Kraftschlußpaares Bremstrommel und Bremsbelag. Der Fragenkomplex wurde in jüngster Zeit erweitert durch die Notwendigkeit, neue Werkstoffe für den Bremsbelag zu suchen, da aus wirtschaftspolitischen Gründen vielfach ein Abgehen von den bisherigen Baustoffen unumgänglich war.



Gesamtanordnung des Ate-Bremsenprüfstandes

Zur restlosen Klärung aller mit den Laufradbremsen zusammenhängenden Fragen wurden von der Industrie Radbremsen-Prüfstände in Betrieb genommen. Der von der Firma Schenk, Darmstadt, gebaute, von der Ate G. m. b. H. verwendete Bremsprüfstand erlaubt z. B. bei 1460 n/min und einem Reifendurchmesser von 1000 mm Betriebszustände und -beanspruchungen hervorzurufen, die denen bei einer Rollgeschwindigkeit von 250 km/h auftretenden entsprechen. Selbstverständlich können darüber hinaus alle in Frage kommenden Betriebszustände und -beanspruchungen nachgeahmt werden.

Der genannte Prüfstand ist zur praktischen und sicheren Bedienung weitgehend mit hydraulischen Bedienungsanlagen ausgerüstet, u. a. werden hydraulisch betätigt der Motorschutzschalter, der Schaltwalzenanlasser, die Entkupplungsvorrichtung, die Versuchsbremse, die Registriergeräte (automatisch), die Oberlichter.

G. Foku 41 09 14

Flughydraulik. **K 35 P 42**

Unter Verwendung von Angaben der Alfred Teves G. m. b. H., Frankfurt a. M. (Sondernummer Ate Ring N 14 [III 41]).

Beim modernen Hochleistungsflugzeug sind im Laufe der letzten Jahre in immer stärkerem Ausmaße hydraulische Anlagen zum Einbau gelangt. Erwähnt seien nur Schalt- und Leitungssysteme zur Betätigung der Blätter von Verstell-Luftschrauben, der Verstellklappen an Strömungshauben, von Kühlerklappen, Landehilfen, Sturzflugbremsen, Flossen, Einziehfahrwerken, Radbremsen, Abdeckklappen, hydraulisch gesteuerten Bordwaffen und hydraulisch arbeitende Teile wie Ölstoßdämpfer.

Die hydraulisch wirkenden Aggregate haben den Vorzug hohen Wirkungsgrades und beanspruchen bei großer Einfachheit nur geringe Wartung. Im Laufe der Entwicklung konnten Teile der Anlagen günstig in den konstruktiven Verband eingefügt werden, so z. B. Arbeitszylinder für Einziehfahrwerke, die vom bloßen nichttragenden Steuerungsteil zum tragenden Konstruktionsteil gestaltet wurden. Infolge Wegfall dabei ursprünglich notwendiger Abstützstreben und Gleitschienen konnten Gewichte eingespart und die Konstruktion vereinfacht werden.

Die laufende Entwicklung der hydraulischen Leistungssysteme zielt auf Vereinheitlichung der Teile sowie auf eine weitere Erhöhung der Arbeitsdrücke, die in den letzten Jahren von 6 auf 80 atü gesteigert werden konnten. Die Erhöhung der Arbeitsdrücke wird weitere wesentliche Gewichtsersparnisse zur Folge haben.

In sämtlichen Druckleitungen werden Rückschlagventile und Überdruckventile eingebaut, die den zulässigen Arbeitsdruck begrenzen und Überbeanspruchung der Leitung verhindern. G. Foku 41 09 15

Meßtechnik

Flugzustand kleiner Geschwindigkeit und Auftriebsreserve. **P 31 73**

F. Hoppe: Die eindeutige Kennzeichnung des Flugzustandes in der Nähe der Mindestgeschwindigkeit; Lufo Bd 18, N 5 (28 V 41), S 198/203 (10½ Sp, 3 Sk, 9 Sb, F).

Aus der üblichen Fahrtmesseranzeige kann man nicht auf den Flugzustand beim Landen rückschließen, weil andere Einflüsse sich überlagern. Man muß daher dicht über der Flügelsaugseite den Gesamtdruck entnehmen, kann damit auf den Zustand der Grenzschicht und auf etwaige Auftriebsreserven schließen. Als Vergleichsdruck dient der statische Druck, als Anzeigegerät der übliche Fahrtmesser.

E. Foku 41 09 16

Regler. **P 51 7**

G. Wünsch: Das Verhalten der selbsttätigen Regler; Z. VDI Bd 85, N 19 (10 V 41), S 444/448 (9 Sp, 7 Sk, 25 Sb, F).

Für Regleranordnungen sind die „Anlaufzeit" und der „Ausgleichgrad" wichtig. Das Verhalten und die

Eignung eines Reglers bestimmter Bauart für eine beliebige Anordnung lassen sich aus einfachen Näherungsformeln vorhersagen. E. Foku 41 09 17

Motorbau

Wärmetausch bei turbulenter Rohrströmung. **A 63**

E. Eckert: Wärmeübertragung bei turbulenter Strömung; Z. VDI Bd 85, N 26 (28 VI 41), S 581/583 (6 Sp, 5 Sb, F).

Die Größe des Wärmetauschs einer Flüssigkeit bei turbulenter Rohrströmung und die Wärmeübergangszahl ergeben sich, wenn man die wirkliche Strömung aus einer laminaren Randschicht, einem wirbligen Kern und einem Übergangsbereich mit abklingender Turbulenz zusammensetzt. E. Foku 41 09 18

Gegengewichte an gekröpften Kurbelwellen **A 25 49**

Walter Benz: Sechsfach gekröpfte Kurbelwelle mit 4 Gegengewichten; MTZ Bd 3, N 2 (II 41), S 54/55 (3 Sp, 8 Sk).

Sechsfach gekröpfte Kurbelwellen für rasch laufende Viertaktmotoren rüstet man, um die Lager- und Gestellbeanspruchung herabzusetzen, meist mit sechs Gegengewichten aus. Man kann aber mit nur vier Gewichten auskommen, wenn man deren Ebene um 30° gegenüber den mittleren Kurbeln neigt. E. Foku 41 09 19

Turbine als Flugzeugtriebwerk. **M 5**

E.-J. Sudan: La turbine remplacera-t-elle le moteur à explosions pour la propulsion des avions?; Schweiz. Aero-Revue Bd 16, N 2 u. 4 (II u. IV 41), S 11/12 bzw. 10/11 (5 Sp, 1 L).

Der Dieselmotor entwickelt sich langsam. Beim Ottomotor hat man geringes Leistungsgewicht und hohe Lebensdauer von 3000 h, 750 h zwischen zwei Grundüberholungen erreicht. Die Leistung eines Zylinders läßt sich jedoch schwer steigern, weil vermehrte Verdichtung das Verhältnis zwischen mittlerem und Höchstdruck verschlechtert. Vergrößerte Bohrung gibt Kühlschwierigkeiten, verlängerten Hub, größere Trägheitskräfte; auch die Drehzahl ist begrenzt. Daher kann ein Zylinder höchstens 3,5 l und 120 PS haben. Mit der Dampfturbine oder Gasturbine könnte man dagegen bis 6000 PS in einer Einheit unterbringen. Sie ist einfach, geräuschlos und dauerhaft, zumal die Wärme- und mechanischen Beanspruchungen verschiedene Teile treffen. Mit überhitztem Hochdruckdampf läßt sich das Gewicht, das noch übermäßig hoch ist, senken. Bei 18 000 U/min ist starke Untersetzung nötig. Die Dampfkesselrohre arbeiten nahe der Schallgeschwindigkeit und mit Vorverdichtung der Verbrennungsluft, daher verzehnfachter Wärmeausbeute und üblichem Einheitsverbrauch. Die größten Schwierigkeiten bereitet der Kondensator; er müßte in der Flügelnase untergebracht werden und könnte dann auch den Enteiser ersetzen. E. Foku 41 09 20

Dampfbildung in Kraftstoffleitungen. **M 91**

A. Masiero: Inconvenienti nella circolazione del carburante dovuti a formazione di vapore nelle tubazioni; Aerotecn. Bd 21, N 4 (IV 41), S 288/294 (7 S, 1 Sk, 3 Sb, 2 Z, F).

Durch Bildung von Dampf in Kraftstoffleitungen, der Blasen oder Taschen erzeugt, kann der Vergaserbetrieb gestört werden. Der Dampf entsteht an der Pumpe, in plötzlichen Querschnittänderungen der Leitung oder am Vergaser selbst. Die Ursachen liegen im Kraftstoff, z. B. seiner Dampfspannung, vor allem nach dem Warmlaufen zum Start und wegen seiner Übertemperatur bei raschem Steigen, oder in äußeren Einflüssen, wie dem Höhenunterschied zwischen Tank und Pumpe, der Gestalt der Ansaugleitung, der Lage der Pumpe zum Motor. Bei Bodenversuchen wurden die Verhältnisse bis 5 km Höhe nachgeahmt; sie ergaben für 1800 und 2300 U/min Grenzkurven. Diese werden mit wachsender Höhe bei größerem Ansaugdruck erreicht. Mit wachsender Drehzahl steigt die Grenzdurchflußmenge. E. Foku 41 09 21

Schwingungserregung bei Motoren. **A 25 43**

A. Kimmel: Untersuchungen über die Erregung der Dreh- und Biegeschwingungen bei Flugmotoren; Lufo Bd 18, N 6 (30 VI 41), S 229/240 (23 Sp, 4 Sk, 11 Sb, 5 Z, F).

Die Gas- und Massenkräfte, die bei Flugmotoren Dreh- und Biegeschwingungen erregen, lassen sich für zentrisch angelenkte Pleuel mit vertafelten Beiwerten einfach ermitteln, auch für die höheren Harmonischen. E. Foku 41 09 22

Kühlung von Motorzylindern. **M 96**

Ernst Schmidt und Karl Werner: Wärmeabgabe über den Umfang eines geheizten Zylinders; Forschung Bd 12, N 2 (III/IV 41), S 65/73 (9 S, 1 L, 4 Sk, 13 Sb, 4 Z, F).

Die Oberfläche eines Zylinders, der mit Reynoldszahlen von 5000 bis 426 000 quer angeblasen wurde, wird durch kondensierten Dampf auf gleichbleibender Temperatur gehalten. Ein kleiner Teil der Oberfläche wird isoliert und elektrisch auf die gleiche Temperatur geheizt; dann liefert die Heizleistung die Wärmeübergangszahl längs des Umfanges. Diese ist für Reynoldszahlen bis 100 000 am größten im vorderen Staupunkt und in der Mitte der Rückseite, am kleinsten etwa 80° beiderseits des Staupunktes. Bei Reynoldszahlen zwischen 170 000 und 426 000 gibt es zwei weitere Größtwerte bei 115°. Beim höchsten Kennwert sind diese doppelt so groß wie der vordere Größtwert; die Rückseite des Zylinders überträgt etwa 60 % der Gesamtwärme. E. Foku 41 09 23

Verdrehungsmessungen an Kurbelwellen. **M 99**

J. Geiger: Verdrehungsversuche an Kurbelwellen; MTZ Bd 3, N 3 (III 41), S 88/89 (4 Sp, 6 Sk, 2 Sb).

Bei Verdrehungsversuchen an Kurbelwellen wird zweckmäßig nicht ein reines Drehmoment eingeleitet, sondern eine Drehkraft, die am Kurbelhalbmesser angreift, ebenso wie es die Gaskräfte tun. So ergibt sich ein einfaches Meßverfahren. E. Foku 41 09 24

Drillsteifheit von Kurbelwellen. **A 25 43**

K. Klotter: Die Verdrehsteifheit der Kurbelwellen; Z. VDI Bd 85, N 25 (21 VI 41), S 558/560 (6 Sp, 5 Sk, F).

Für die Verdrehsteifheit von Kurbelwellen ist die Betrachtungsweise nach der „Torsion zweiter Art" grundsätzlich richtig; sie gibt das ganze Schwingungsspektrum. Für die niederen Schwingungsformen mit höchstens einem Knoten kann die „Torsion erster Art" als Näherung dienen. E. Foku 41 09 25

Treibschrauben

Luftschraubenwirkungsgrad bei Schallnähe. **A 35 4**

H. Wolff: Einfluß der Machschen Zahl auf den Wirkungsgrad von Luftschrauben; Lufo Bd 18, Lfg 2/3 (29 III 41), S 67/69 (6 Sp, 10 Sb, F).

Durch Flugmessungen wurde der Einfluß der Machzahl auf den Wirkungsgrad von Luftschrauben bestimmt und durch einen besonderen Wirkungsgradanteil ausgedrückt, der sich aus der scheinbaren Vergrößerung der Widerstandsfläche ergab. Im Gegensatz zur Theorie beginnt der Einfluß erst bei Machzahlen über 0,6, steigt aber bei Annäherung an 1,0 stärker als vermutet. E. Foku 41 09 26

Füße von Luftschraubenflügeln. **P 39 3**

G. Cordes: Bemessung von Luftschraubenflügelfüßen; Lufo Bd 18, N 4 (22 IV 41), S 128/134 (12 Sp, 3 Sk, 15 Sb, F).

Aus den dynamischen und statischen Beanspruchungen und dem Dauerfestigkeitsschaubild kann die Größe der Füße von Luftschraubenflügeln für Dural, Elektron und Kunstharzpreßholz berechnet werden. Je nach der Gefährdung durch Schwingungen und dem Einsatz der Luftschraube gibt es vier Beanspruchungsklassen. Die zulässigen Motorleistungen sind erheblich verschieden. E. Foku 41 09 27

Idealer Wirkungsgrad von Treibvorrichtungen. **P 31 3**

Wilh. Hoff: Bemerkungen zum idealen Wirkungsgrad von Schraubenpropellern; Lufo Bd 18, N 4 (22 IV 41), S 114/121 (15 Sp, 2 Sk, 10 Sb, F).

Treibschrauben oder ähnliche Treibvorrichtungen, deren Flügel um die Strömrichtung umlaufen, können keine gleichmäßige Schubverteilung über die Schraubenfläche aufweisen, wie es die Strahltheorie für kleinste Verluste fordert. Würden die Winkelgeschwindigkeiten umgekehrt verhältig dem Achsabstand wachsen, so wären die Verluste — axial wie tangential — gleichmäßig verteilt. Für gleiche Winkelgeschwindigkeit aller Elemente muß deren induzierter Wirkungsgrad sich in bestimmter Weise ändern. E. Foku 41 09 28



Kurznachrichten

Fallschirmtruppen werden auf Grund der großen Erfolge der deutschen Fallschirmjäger in zunehmendem Maße von den Luftwaffen der verschiedensten Länder aufgestellt. Eine Fallschirmjägerschule wurde in Bukarest in Gegenwart von Vertretern der rumänischen und der deutschen Luftwaffe eingeweiht. Auch in Japan, Argentinien und Brasilien wurden Fallschirmeinheiten errichtet.

Fallschirme aus Papier werden zur Zeit in Japan erprobt. Sie sollen über eine bemerkenswerte Reißfähigkeit verfügen und auch gegen Feuchtigkeit widerstandsfähig sein.

Deutsche Flugzeuge für Brasilien. Die brasilianische Regierung hat die Baurechte des deutschen Mehrzweckeflugzeuges Focke-Wulf „Weihe" erworben. Das brasilianische Luftfahrtministerium hat dem Marinearsenal einen ersten Auftrag auf Lieferung von 20 Flugzeugen dieses Typs gegeben.

Italienisches Muskelflugzeug hat bei Probeflug nach einem Start von 15 m Länge einen Flug in einer Höhe zwischen einem und zehn Metern durchgeführt und wurde anschließend auf der Terrasse eines Hauses gelandet. Der Erfinder Antonio *Mazzei* überträgt die Muskelkraft auf bewegliche Tragflügel und eine Luftschraube. Beim Start wird der Luftschraube durch eine vorher aufgezogene Feder eine Umdrehungszahl von ungefähr 1500 U/min verliehen. Nach Abheben vom Boden wird durch Umschaltung das Flugzeug durch Muskelkraft betrieben. Das Gewicht des Flugzeuges von 60 kg soll durch Umstellung auf Leichtmetall auf 30 kg herabgesetzt werden.

Fabrik für Bombenflugzeuge in Spanien wurde kürzlich durch Gesetz gegründet. Der Staat hat weitgehend Einfluß, doch soll die Privatinitiative nur gelenkt und angespornt werden. Es wurde daher die privatrechtliche Form der Aktiengesellschaft gewählt. Wie verlautet, hat das spanische Luftfahrtministerium die neue Gesellschaft verpflichtet, Forschungseinrichtungen und Ausbildungsstätten zu schaffen; es führt die Oberaufsicht sowohl über die kaufmännische als auch über die technische Arbeit des Unternehmens.

Neues Baumuster in Frankreich. In Villacoublay fanden Probeflüge des ersten seit dem Waffenstillstand in Frankreich fertiggestellten Baumusters statt. Es ist dies der einsitzige Metalltiefdecker Holste 20, der seinerzeit für die Coupe Deutsch 39 entworfen wurde. Die Maschine trug bei den Probeflügen die deutschen Hoheitsabzeichen. Die Holste 20 ist mit einem luftgekühlten Régnier-Motor von 420 PS Startleistung ausgerüstet. Es handelt sich hierbei um eine Sonderausführung „Coupe Deutsch" mit zwölf hängenden Zylindern in V-Anordnung. Die Höchstgeschwindigkeit des Flugzeuges in Bodennähe soll 496 km/Std., die Reichweite 536 km betragen.

Französisches Großflugboot Potez-CAMS 161, das bereits 1937 in Auftrag gegeben wurde, wird in nächster Zeit Probeflüge ausführen. Das sechsmotorige Großflugboot (von 40 t) ist für den Atlantikverkehr bestimmt. Die Franzosen erproben zunächst das neue Baumuster an einem zweisitzigen Modell im Maßstab 1 : 2,6. Für die erste Wasserung mußte eine besondere Slipanlage geschaffen werden.

GL-Abzeichen. Der Generalluftzeugmeister Generaloberst *Udet* hat die Ermächtigung erhalten, für Zivilpersonen, die sich in seinem Auftrage in den besetzten Gebieten aufhalten, ein besonderes Abzeichen zu schaffen. Das Abzeichen besteht aus dem Luftwaffenadler vor einem Zahnradkranz.

Flugzeuge aus gepreßtem Sperrholz hat *W. J. Jakimiuk*, jetzt Chefkonstrukteur der de Havilland Aircraft of Canada Ltd., Toronto, früher Chefkonstrukteur der staatlichen polnischen Flugzeugwerke PZL, entworfen. Der Rumpf besteht aus formgepreßtem Sperrholz. Daneben wird die Verwendung von Kunstharzpreßstoffen untersucht.

Persönliches aus der Luftfahrttechnik

Reichsminister Dr. Todt 50 Jahre. *Am 4. September 1941 beging Reichsminister Generalmajor Professor Dr.-Ing. Dr.-Ing. E. h. Todt seinen 50. Geburtstag. Zwei Aufgaben gewaltigen Ausmaßes sind es vor allem gewesen, die Dr. Todt weit über die deutschen Grenzen hinaus bekanntgemacht haben: Der Bau der Reichsautobahnen und der des Westwalles. Sie tragen das Gepräge der Persönlichkeit und der Arbeitsweise Dr. Todts, seine unbürokratische, aller verwaltungsmäßigen „Erledigung" abholden Denkweise, die getrieben wird von nationalsozialistischem Denken und Wollen. In diesen großen Werken kommen die schöpferische Begabung des Ingenieurs und der nüchterne Blick des mit seinen Arbeiten gewachsenen Praktikers ebenso zum Ausdruck wie die künstlerische Natur Todts.*

Vor den großen Aufgaben und Leistungen Todts seit 1933 bleibt sein Werdegang häufig unbeachtet. Nach Besuch des Humanistischen Gymnasiums in Pforzheim und Erfüllung der militärischen Dienstzeit studierte Todt in den Jahren 1911 bis 1914 an der TH. München. Nach Beendigung des Krieges, den er zunächst bei der Feldartillerie und Infanterie und von 1916 bis 1918 als Flugzeugbeobachter mitmachte, nahm er das Studium an der TH. Karlsruhe wieder auf, das er mehrfach durch Tätigkeit als Bauarbeiter unterbrach. Von 1920 an ist Todt bei verschiedenen Bauunternehmungen tätig. Als Geschäftsführer eines Straßenbauunternehmens wird er mit den Besonderheiten des deutschen Straßenwesens vertraut. Auch seine 1931 der TH. München eingereichte Doktorarbeit behandelt mit dem Thema „Fehlerquellen beim Bau von Straßendecken aus Teer und Asphalt" Fragen aus diesem Gebiet. Mit dem Jahre 1933 setzen die Dr. Todt vom Führer übertragenen großen Arbeiten ein: Er wird zum Generalinspektor für das deutsche Straßenwesen, 1934 zum Reichswalter des Nationalsozialistischen Bundes Deutscher Technik, 1938 zum Generalbevollmächtigten für die Regelung der Bauwirtschaft, 1939 zum Generalmajor der Luftwaffe, 1940 zum Generalinspektor für Sonderaufgaben im Vierjahresplan und zum Reichsminister für Bewaffnung und Munition und 1941 zum Generalinspektor für Wasser und Energie ernannt. So sind die wichtigsten technischen Verwaltungen für Straßenbau, Wasserbau, Kulturbau und Energieausbau in seiner Hand zusammengefaßt.

Der Luftwaffe und der Luftfahrt fühlt sich Reichsminister Dr. Todt nicht nur in seiner Eigenschaft als Generalmajor der Luftwaffe verbunden, als Ingenieur ist er auch an den wissenschaftlichen Aufgaben der Luftfahrttechnik stark interessiert. Der Präsident der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung, Reichsmarschall Göring, ernannte ihn daher 1939 zum Außerordentlichen Mitglied.

Professor Dr.-Ing. Hans List, *bisher Ordentlicher Professor an der TH. Graz, ist als Nachfolger des im Jahre 1939 verstorbenen Altmeisters der Dieselmotorenforschung, Professor Dr.-Ing. Nägel, an die TH. Dresden berufen worden. List ist 1896 in Graz geboren, studierte dort — mit Unterbrechung durch Kriegsteilnahme — Maschinenbau und erwarb den Dr.-Ing.-Grad mit einer Arbeit über „Die Theorie der Regelung von Dieselmotoren". Nach kurzer Assistentenzeit an der gleichen Hochschule ging List in die Industrie und folgte 1926 einem Ruf an die Tungchi-Universität in Wusung, China. 1932 wurde er Ordentlicher Professor an der TH. Graz.*

Ministerialrat Großkreutz, *einer der ältesten Vorkämpfer für den deutschen Luftschutz, ist vom Führer mit Wirkung vom 1. April 1941 zum Ministerialdirigenten ernannt worden.*

Dr.-Ing. Heinrich Küppenbender *wurde zum Leitenden Direktor und Vorstandsmitglied der Carl Zeiß-Werke, Jena, berufen. Dr.-Ing. Küppenbender leitete bisher die Zeiß Ikon A.-G., Dresden. Er übernimmt die Nachfolge des tödlich verunglückten Direktors Dipl.-Ing. August Kotthaus.*

Professor Dr. Friedrich Körber, *dem Direktor des Kaiser-Wilhelm-Instituts für Eisenforschung, wurde von der Universität Sendy die goldene Honda-Medaille verliehen.*

Flieger-Oberstabsingenieur Dr.-Ing. Aschenbrenner *vom Reichsluftfahrtministerium wurde mit Wirkung vom 1. August 1941 zum Oberstingenieur ernannt.*

BÜCHERSCHAU

Einführung in die Flugphysik. Grundlagen der Aerodynamik. Von Professor Josef *Regler*. 153 Seiten mit 98 Abbildungen. Verlagsbuchhandlung Dr. Max Jänecke, Leipzig. 1941. Preis: 3,60 RM.

Das Buch behandelt auf 150 Seiten die Grundlagen der Aerodynamik in folgenden Abschnitten: 1. Grundlagen der Bewegungserscheinungen in Flüssigkeiten und Gasen. 2. Mathematische Strömungslehre. 3. Innere Flüssigkeitsreibung. 4. Widerstand. 5. Prandtlsche Tragflügeltheorie. 6. Luftschrauben, und als Schlußabschnitt ein Ausblick auf die Flugmechanik. Der Verfasser will, über die einfachsten Darstellungen hinausgehend, ein vertieftes Verständnis der aerodynamischen Vorgänge erwecken und den Zugang zu den umfangreicheren Darstellungen des Gebietes und zu der Spezialliteratur erleichtern. Er wendet sich also hauptsächlich an Absolventen und Studierende der einschlägigen Fachschulen. Dabei ist der Verf. offensichtlich bemüht, die Scheu vor der mathematischen Behandlung physikalischer Vorgänge zu überwinden, wobei er allerdings an manchen Stellen über die einem solchen Buch gesteckten Grenzen hinausgeht. Insbesondere in den der funktionentheoretischen Darstellung von Strömungsvorgängen gewidmeten Abschnitten finden sich dabei ungenaue, ja direkt falsche Formulierungen, die den Wert des sonst recht brauchbaren Buches erheblich belasten. Der Beweis auf S. 39 für die Unabhängigkeit des Differentialquotienten einer analytischen Funktion vom Wege ist völlig verfehlt. Nirgends findet sich ein Hinweis darauf, daß Potential und Stromfunktion der Laplace-Gleichung genügen müssen, im Gegenteil, es wird mehrmals — S. 40 und S. 58 — gesagt: „Weil der reelle und imaginäre Bestandteil einer komplexen Funktion orthogonale Kurvensysteme ergeben, können sie als Potential und Stromfunktion einer Strömung aufgefaßt werden." Daraus kann der Leser ja nun nur den offenbar falschen Schluß ziehen, daß alle orthogonalen Kurvensysteme als Potential und Stromfunktion gedeutet werden können. Gleich darauf findet sich die ebenso falsche Behauptung, daß die „einfachste" Abbildung eines Kreises auf eine beliebige geschlossene Kontur durch die Funktion $\zeta = z + \frac{a^2}{z}$ vermittelt wird. Die Erläuterungen zur Konstruktion von Jukowski-Profilen sind derart knapp, daß ein Leser, der die Trefftzsche Konstruktion noch nicht kennt, wohl kaum etwas damit anzufangen weiß. So wäre es wohl besser gewesen, diese Abschnitte, die nur das Verständnis erschweren oder sogar direkt falsche Dinge vermitteln, fortzulassen. Überhaupt ist das Bestreben des Verf., möglichst viel zu bringen, häufig die Ursache, daß gerade die besonders wichtigen Dinge zu kurz wegkommen und daher für den mit der Materie nicht vertrauten Leser kaum zu verstehen sind. Dies gilt besonders für die Darstellung der Prandtlschen Tragflügeltheorie, deren Voraussetzungen nirgends klar formuliert werden; auch die Berechnung der durch das Wirbelband induzierten Geschwindigkeiten ist wenig erfreulich. Gewiß ist das bei Darstellungen, die keine Vektorrechnung zur Verfügung haben, immer ein schwieriger Punkt; aber über die Schwierigkeiten einfach hinwegzugehen, geht doch nicht an. Wenn auch das Buch im allgemeinen, insbesondere in den mehr beschreibenden Teilen, recht brauchbar ist, so wird doch sein Wert gerade für den Leserkreis, für den es doch bestimmt ist, durch Unrichtigkeiten obiger Art herabgemindert. Es wäre daher zu wünschen, daß bei einer evtl. Neuauflage der Verf. den Einführungscharakter des Buches klarer betont.

C. Schmieden.

Der Freiheitskampf zur See 1939/40. Von Konteradmiral a. D. Karl *Tägert*. 124 Seiten mit 6 Kartenskizzen. Verlag E. S. Mittler & Sohn, Berlin. 1940. Preis: kart. 1,80 RM.

Nach amtlichen Quellen und Veröffentlichungen in Fachzeitschriften hat der Verfasser dargestellt, wie die deutsche Kriegsmarine ihre Aufgabe im Kampf gegen die stärkste Seemacht der Welt im ersten Jahr des Krieges in einer Weise erfüllte, die die höchste Anerkennung des Führers fand. Als Ergänzung zu den zahlreichen veröffentlichten Erlebnisberichten wird diese sachliche Zusammenstellung vielfach von Nutzen sein.

Sn.





Umschlag:

Bombenstapel auf einem deutschen Feldflugplatz. Über Mangel an Nachschub kann die deutsche Luftwaffe nicht klagen

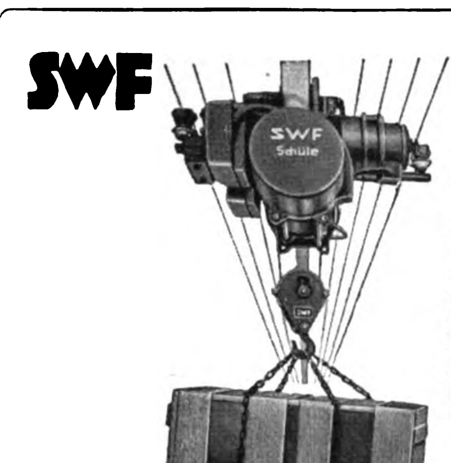
Bild: PK-Reinelt

INHALT

Hauptschriftleiter: O. Hollbach, z. Z. im Wehrdienst. Vertretung: K. Simon, Hauptschriftleiter i. N., Berlin-Zehlendorf. Zuschriften an die Schriftleitung unter: Berlin SW 68. Kochstr. 5. Fernruf: 19 45 00. Anzeigenleiter und verantwortlich für den Inhalt der Anzeigen: P. Falkenberg, Berlin W 62. Zur Zeit gilt Anzeigen-Preisliste Nr. 7. Druck: Ernst Siegfried Mittler und Sohn, Buchdruckerei, Berlin. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin SW 68.






SWF
SWF Schüle

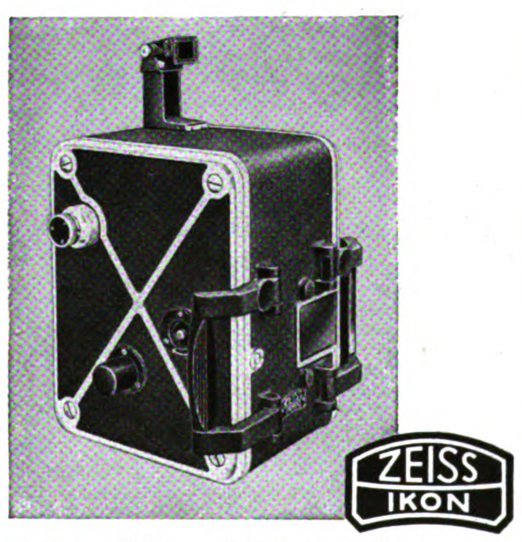

Nach jedem Fluge schnell zur Hand -
NOGRA
HOCHLEISTUNGS-ABSCHMIERPRESSEN
NOGRA-GERÄTE FÜR KRAFT- UND LUFTFAHRT
DIPL. ING. R. NÖLLE, BERLIN NW 7
FRIEDRICHSTRASSE 110, HAUS DER TECHNIK, TEL. 42 80 61


DIE
„Magnetische Weiche"
das Kennzeichen des
MESSER-STREUFELD-
SCHWEISSUMFORMERS
Kopol
mit den hervorragenden
dynamisch — statischen
Schweisseigenschaften
MESSER & CO GMBH FRANKFURT/MAIN


AUTOFLUG
Es wird kalt!
Denken Sie an die
Winterbekleidung
für die Besatzungen.
Motor-Vorwärmgeräte
AUTOFLUG
INHABER: GERHARD SEDLMAYR
BERLIN-TEMPELHOF


REWEKO
Meisterwerkzeuge
REWEKO
CHROM-VANADIUM
H. F. NEUMEYER
WERKZEUGFABRIK
REMSCHEID-HASTEN
Gegr. 1878


ULMINIUM
D-ABYM
Der Baustoff für Flugzeuge
Wieland-Werke A.-G.
Metallwerke Ulm/Donau


ZEISS
IKON



DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN



VERLAG E. S. MITTLER & SOHN BERLIN PREIS RM 1,– IM AUSLAND RM 1,50

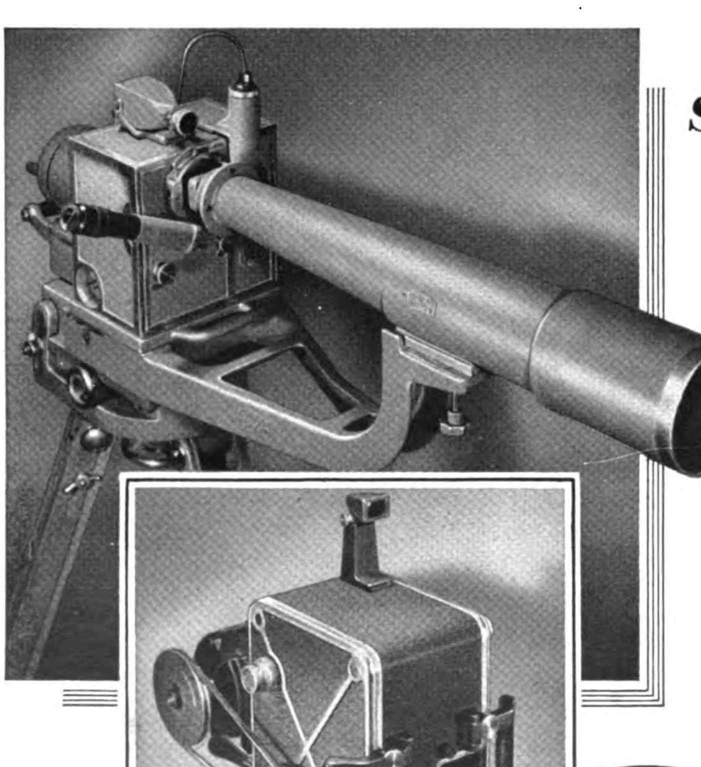

C16


IGEDUR
hochfest
Leichtmetall-Legierungen(Din1713, Al-Cu-Mg, spez. Gewicht 2,8) mit hohen Festigkeits-Eigenschaften, ausgezeichnet kalt verformbar.
I. G. FARBENINDUSTRIE
AKTIENGESELLSCHAFT
BITTERFELD
HYDRONALIUM · IGEDUR · ELEKTRON · HYDRONALIUM
ELEKTRON · HYD ALIUM · IGEDUR
HYDRONALIUM · IGEDUR · ELEKTRON · HYDRONALIUM

Flugmotorenvergaser
Geräte für Triebwerk
und Zelle
Bodengeräte

Sum

Vergaser-Gesellschaft
Carl Wirsum & Co., Kommanditgesellschaft
Berlin



Schnelle Bewegungsvorgänge

im Filmstreifen festhalten, ihren Verlauf analysieren, um die Forschungsarbeit oder die Fabrikation darnach einzurichten, dazu dienen die

Zeiss Ikon Zeitlupen

Verwendung bei Forschungsanstalten, Wehrmacht und Industrie

für Schmalfilm 16 mm

mit Federwerk bis zu 1000 Bilder/Sekunde und Motor-Antrieb bis zu 3000 Bilder/Sekunde, bei voller Filmbildausnützung

für Normalfilm 36 mm

mit Motor-Antrieb bis 1500 Bilder/Sekunde bei voller Filmbildausnützung.

Abbildungen:
Normalfilm-Zeitlupe mit Vorsatzfernrohr und
Schmalfilm-Zeitlupe mit Motorantrieb.

ZEISS IKON

Ausführliche Prospekte und Auskunft durch die
ZEISS IKON AG. DRESDEN
Instrumenten-Abteilung S. 6

HEINKEL

N

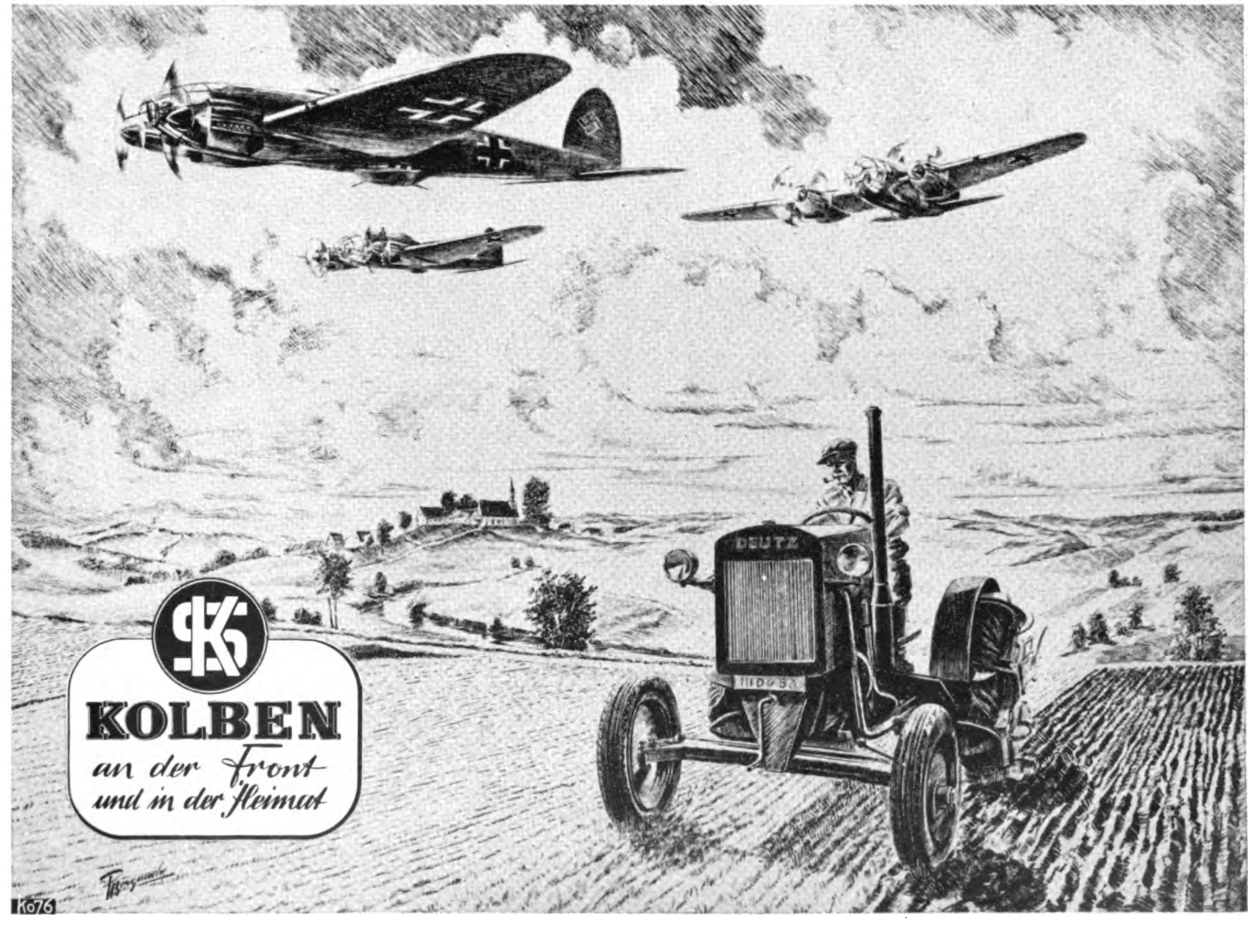
W

O

S

ERNST HEINKEL FLUGZEUGWERKE, G.M.B.H.
SEESTADT ROSTOCK
HEINKEL-WERKE G.M.B.H., ORANIENBURG

An allen Fronten hat sich das Heinkel Kampfflugzeug He 111 einen Ehrenplatz in der deutschen Luftwaffe erkämpft



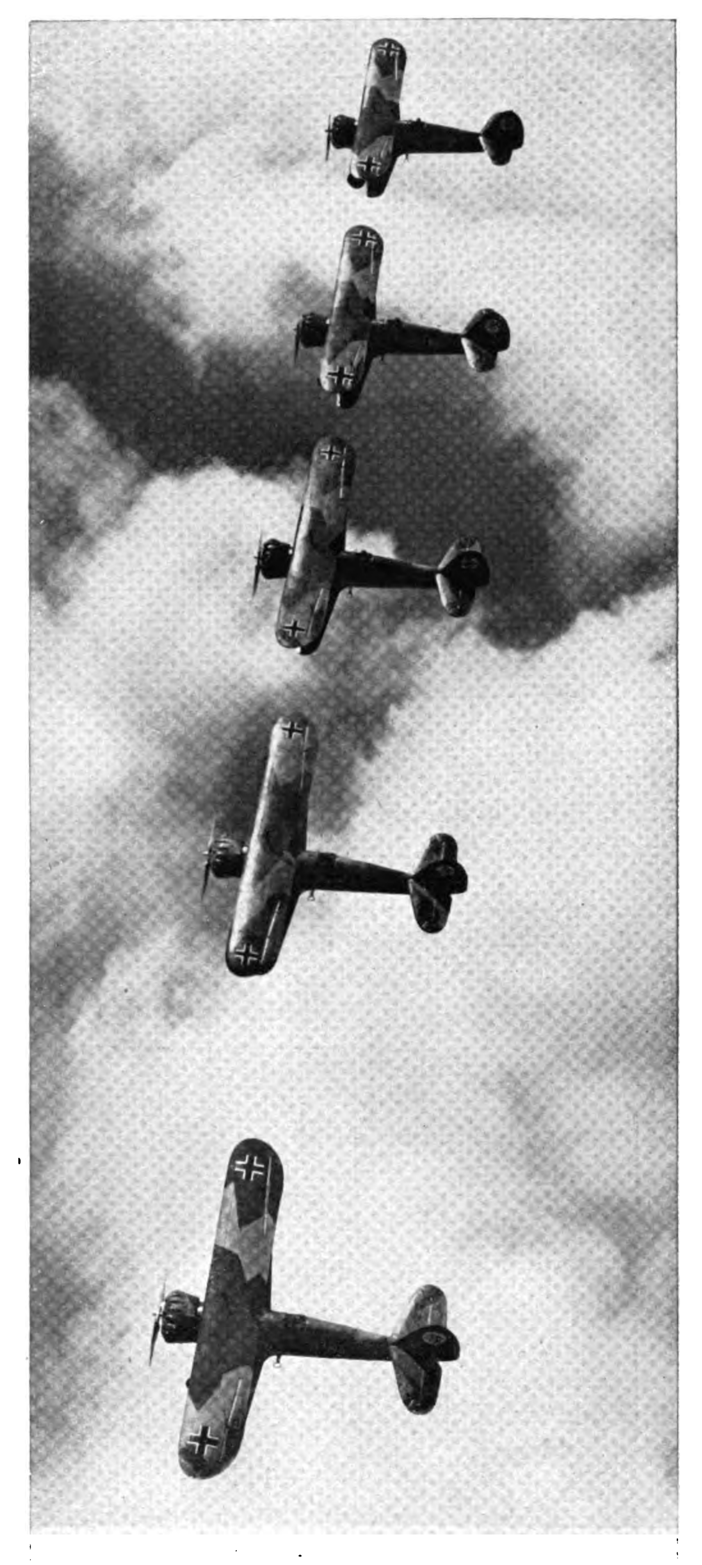
KARL SCHMIDT · G·M·B·H · **NECKARSULM** · WÜRTTEMBERG

V1

Rackwitz-dur

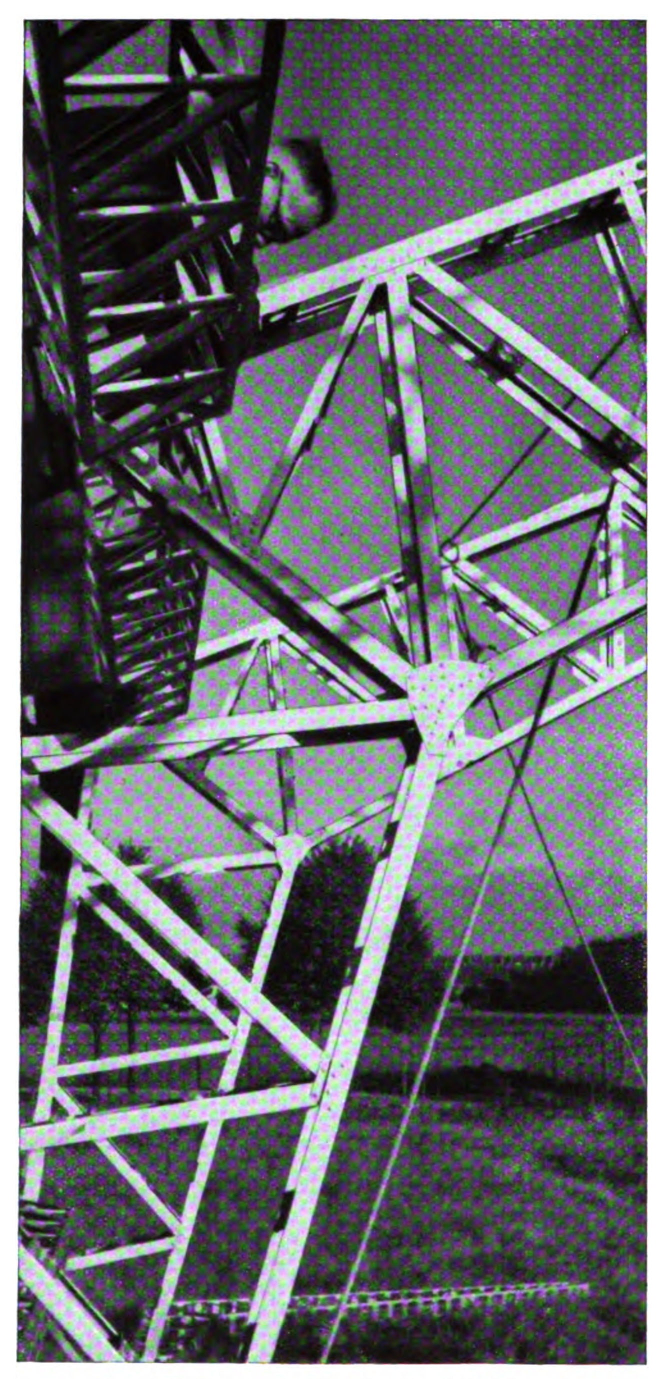
UNSERE EIGENS FÜR HOHE VERFORMUNGS-
ARBEITEN ENTWICKELTEN LEGIERUNGEN
ENTSPRECHEND Al-CU-Mg NACH DIN 1713

LEIPZIGER LEICHTMETALL-WERK RACKWITZ
BERNHARD BERGHAUS U. CO. KOM.-GES.
RACKWITZ



HENSCHEL STUKA

HENSCHEL FLUGZEUG-WERKE A.G. SCHÖNEFELD / BERLIN



DURALUMIN

Es ist sicher, daß die heute allgemein bekannten Vorteile des „Leichtbaues" diesem alle nur denkbaren Gebiete erschließen werden.

In einem noch nicht übersehbaren Umfange wird hierbei das vielfach erprobte Duralumin weiterhin wichtiger Helfer sein.

DÜRENER METALLWERKE A. G.

Hauptverwaltung Berlin-Borsigwalde

Askania Orterkompass

Im Geiste des Gründers

Reiches Wissen und hohes handwerkliches Können zeichneten den Feinmechaniker und Optiker Carl Bamberg aus, der im Jahre 1871 den Grundstein legte zu unserem heutigen Unternehmen.

Auch der moderne Flüssigkeitskompass gehörte zu den Schöpfungen Bambergs. Seine Konstruktion hat unser Schaffen auf dem Gebiet der Luftfahrt wesentlich befruchtet. In ständiger Entwicklungsarbeit entstanden in den nachfolgenden Jahrzehnten hochwertige Bordgeräte und selbsttätige Flugzeugsteuerungen. Und heute sind tausende von Flugzeugen im In- und Ausland mit diesen Einrichtungen ausgerüstet.

Ein Erfolg unermüdlicher Arbeit im Sinne Bambergs, der uns Vorbild bleiben wird für alle Aufgaben der Zukunft!

ASKANIA WERKE

BERLIN-FRIEDENAU

1871 ASKANIA 1941

DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN



MIT MITTEILUNGEN DER DEUTSCHEN AKADEMIE DER LUFTFAHRTFORSCHUNG
UND DER LILIENTHAL-GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRTFORSCHUNG

Herausgegeben unter Mitwirkung des Reichsluftfahrtministeriums. Hauptschriftleitung: Otto Hollbach

Luftwissen, Band 8 N 10, S 297/328 Berlin, Oktober 1941

Siegreiche Luftwaffe in Ost und West

Der Einsatz im September

Die Kriegsereignisse im September 1941 waren weiterhin beherrscht durch die Operationen der deutschen Wehrmacht im Osten. An allen Teilen der riesigen Front wurden weitere Erfolge erzielt, die die endgültige Zerschlagung der bolschewistischen Streitkräfte entscheidend vorbereiteten.

An dem Nordflügel schritt die begonnene Einschließung Leningrads weiter fort und wurde am 7. September durch die Wegnahme Schlüsselburgs vollendet. Seitdem ist der Industrie- und Waffenplatz Leningrad von einem eisernen Ring umschlossen, der ständig enger gezogen wird. Das Schicksal der Stadt Leningrad teilte die sowjetische Ostseeflotte, deren Bewegungsfreiheit durch die Minenoperationen der deutschen Kriegsmarine immer mehr auf die Gewässer um Kronstadt beschränkt wurde.

Bei Kiew

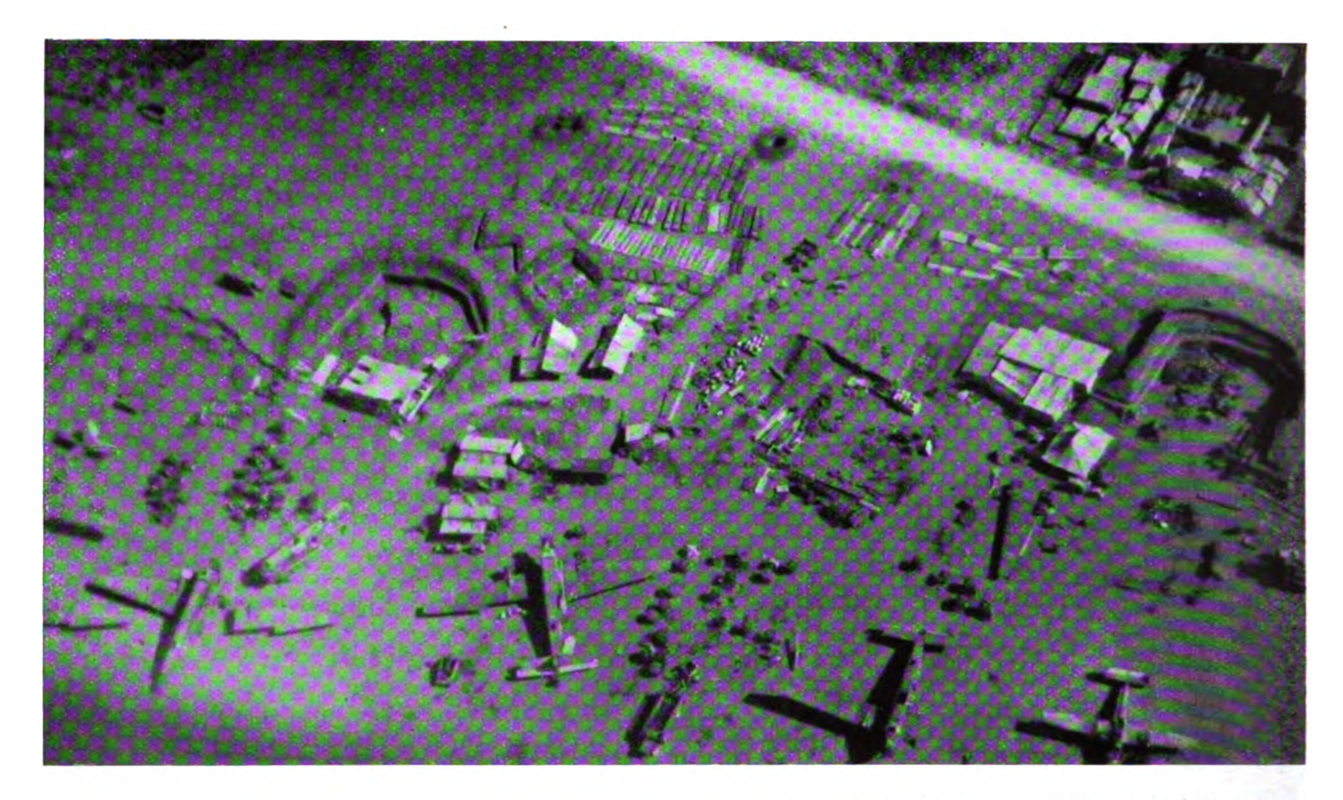
In der Ostukraine kam es im Anschluß an die Schlacht bei Gomel zu der gewaltigen Umfassungsschlacht ostwärts von Kiew. Während von der Frontmitte aus der Angriff nach Süden über die Desna vorgetrieben wurde, überschritt eine andere Kräftegruppe beiderseits von Krementschug in breiter Front den Dnjepr und stieß nach Norden vor. Die hierdurch erreichte Umfassung schloß 5 sowjetische Armeen ein, die in kürzester Zeit vollständig vernichtet werden konnten. Das Ergebnis dieser Operation, die 665 000 Gefangene und eine riesige Beute an Kriegsgerät aller Art einbrachte, stellt einen Schlachtensieg dar, wie er in der Geschichte noch nicht dagewesen ist. An dem Erfolg waren die Luftflotten des Generalfeldmarschalls Kesselring und des Generalobersten Löhr maßgebend beteiligt.

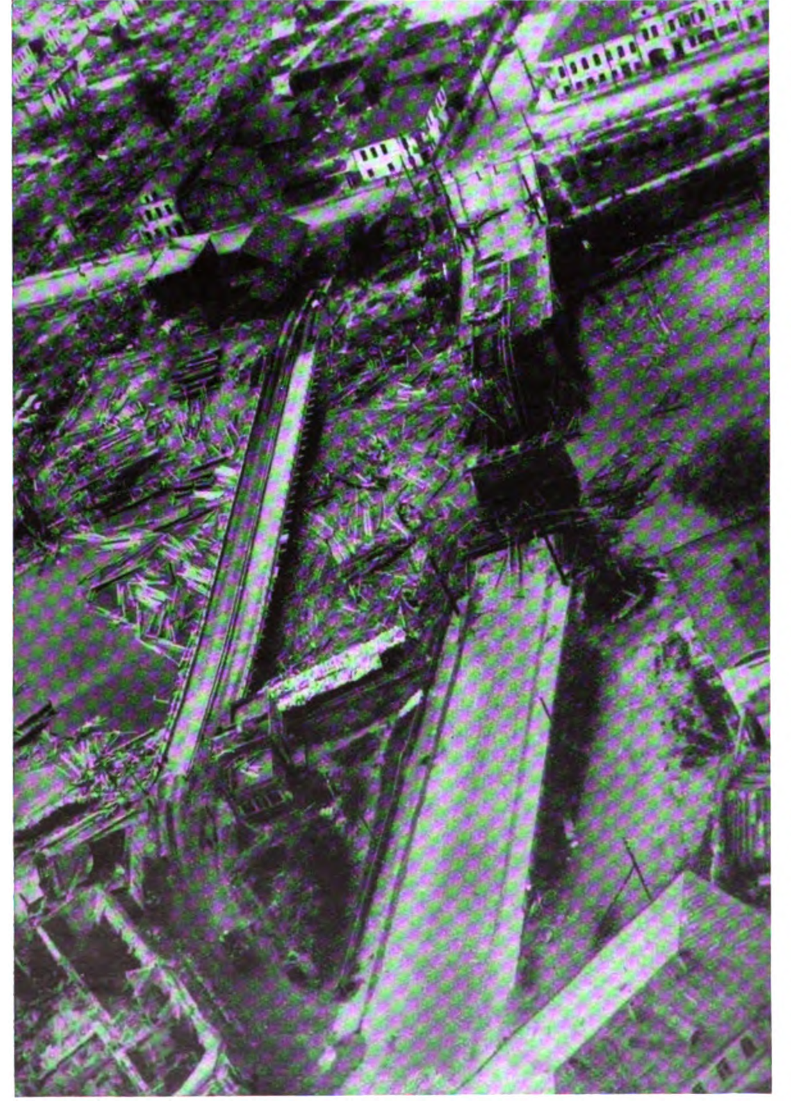


Pioniere haben den Fluß überbrückt. Während des Übersetzens sichert eine 2 cm-Flak am diesseitigen Ufer gegen feindliche Luftangriffe

Zugleich erfolgte auf dem äußersten Südflügel ein Vorstoß über den unteren Dnjepr, der in wenigen Tagen das Asowsche Meer erreichte. Ferner gelang im Rücken des Nordflügels in mustergültiger Zusammenarbeit von Verbänden des Heeres, der Luftwaffe und der Kriegsmarine die Besetzung der Insel Ösel.

Die Beteiligung der Luftwaffe an den Kämpfen im Osten gab dem Vorgehen des Heeres an allen Fronten eine entscheidende Unterstützung. Im Verlauf der Umfassungsschlacht ostwärts von Kiew wurde die blitzartige Zangenbewegung durch Fliegerverbände aller Art ent-





Eine der Werften auf Feldflugplätzen, wie sie durch den Generalluftzeugmeister für die Ausbesserung der durch den Einsatz beschädigten Flugzeuge überall eingerichtet wurden

scheidend gefördert. Insbesondere zeichneten sich Kampf- und Schlachtflieger bei der Niederkämpfung von vielen Feldbefestigungen und Artilleriestellungen, bei der Bekämpfung von Panzern und der Zerschlagung des Feindwiderstandes in den neu gebildeten Kesseln aus. An dem Gelingen des schwierigen Dnjeprüberganges hatten Jäger, die die Flußübergänge vor sowjetischen Luftangriffen zu schützen hatten, hervorragenden Anteil. Zahlreiche Angriffe auf die rückwärtigen Verbindungslinien der Sowjets, insbesondere auf Eisenbahnen in den Räumen um Charkow, Kursk, Brjansk und Moskau, hinderten den Gegner an der Verschiebung seiner Reserven. Diese Bekämpfung von Bahntransporten hatte den Erfolg, daß zahlreiche Eisenbahnzüge zerstört werden konnten; auch Fahrzeugkolonnen aller Art auf Straßen fielen den vernichtenden Angriffen deutscher Kampfflieger zum Opfer.

Vor Leningrad

Im Zuge der Einschließung von Leningrad beteiligte sich die Luftwaffe an den Kämpfen des Heeres weitgehend durch die Niederkämpfung von Befestigungsanlagen, insbesondere durch Sturzkampfflieger. Um den Widerstand des Gegners schneller zu brechen, erfolgten auch zahlreiche Angriffe auf militärische Anlagen und Versorgungsbetriebe in Leningrad selbst, und zwar sowohl bei Tage als auch bei

Neben dem durch die Bolschewisten zerstörten Brückenübergang haben deutsche Pioniere bereits eine Notbrücke gebaut. Die an der Baustelle angeschwemmten Baumstämme lieferten reichlich Bauholz

Nacht. Eine wichtige Aufgabe fiel der Luftwaffe in diesem Raum mit der Bekämpfung der sowjetischen Ostseeflotte zu. In der zweiten Hälfte des Monats September fand eine Reihe schwerer Angriffe auf die bei Kronstadt eingeschlossenen Einheiten der sowjetischen Kriegsmarine statt, die zur Versenkung verschiedener Kriegsschiffe und zur Beschädigung der meisten Einheiten führten. Unter anderen wurden das Schlachtschiff „Oktoberrevolution" und der schwere Kreuzer „Kirow" mehrfach schwer getroffen.

Eine ähnliche Aufgabe erfüllten die Kampffliegerverbände der Luftwaffe im Schwarzen Meer. Auch hier gelang die Versenkung mehrerer Kriegsschiffe und einer größeren Anzahl von Handelsdampfern. Insgesamt wurden während des Monats September in der Ostsee und im Schwarzen Meer allein durch die Luftwaffe 21 sowjetische Handelsschiffe mit rund 53 000 BRT. vernichtet. An Kriegsschiffen wurden versenkt: 1 Kreuzer, 1 Flakschiff, 4 Zerstörer, 1 Torpedoboot, 1 Vorpostenboot, 2 U-Boote und 4 Schnellboote. Ein weiterer Kreuzer wurde in Brand geworfen. Schwer beschädigt wurden 1 Schlachtschiff, 1 Schwerer Kreuzer, 1 Kreuzer, 5 Zerstörer und 1 Minensuchboot. Diese Erfolge wurden erzielt, obwohl das Schwergewicht des Luftwaffeneinsatzes naturgemäß in der Unterstützung der Erdoperationen liegen mußte.

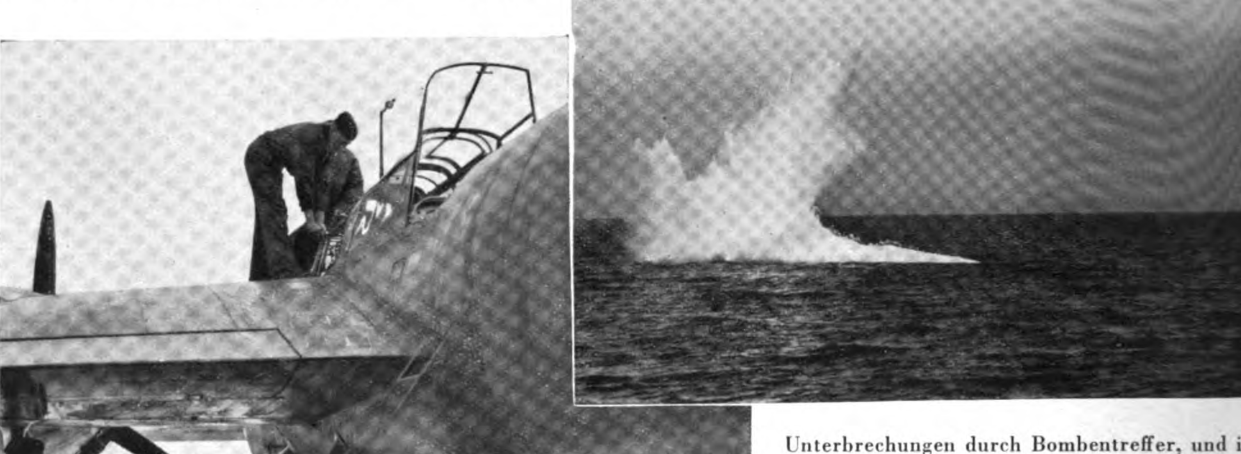


Auch der finnische Verbündete sorgt in den weiten weglosen Gebieten im äußersten Norden der Front durch Einsatz von Sanitätsflugzeugen für den raschesten Abtransport seiner Verwundeten

Der Reichsarbeitsdienst ist überall an der ausgedehnten Front im Osten, oft noch unmittelbar unter Feindeinwirkung, für die Herrichtung von Feldflugplätzen tätig. Die Männer des RAD haben sich hier der schwierigen Aufgabe unterzogen, aus einem Wiesengelände ein einwandfreies Rollfeld zu schaffen



Torpedo-Angriff. Der Flugzeugführer der He 111 hat einen Torpedo ausgelöst, der auf der Meeresoberfläche aufschlägt und dabei eine Wassersäule hochwirft. Die weiße Gischtzunge kennzeichnet den Beginn der Laufbahn des Torpedos, der seine Geschwindigkeit rasch verringert und automatisch die vorher eingestellte Wassertiefe aufsucht



Zahlreiche Angriffe der deutschen Luftwaffe richteten sich während des Monats September gegen Rüstungsbetriebe in Moskau, Charkow und Tula. Ferner wurde wiederholt die Festung Odessa wirkungsvoll angegriffen. Die nach dem hohen Norden führende Murmanskbahn erfuhr verschiedentlich Unterbrechungen durch Bombentreffer, und im hohen Norden gelang Kampfflugzeugen die Zerstörung eines Großkraftwerkes. Auch die sowjetische Handelsschiffahrt an der Eismeerküste wurde wirkungsvoll bekämpft.

Der Kampf gegen die sowjetischen Luftstreitkräfte konnte mit großem Erfolg weitergeführt werden. Bei geringsten eigenen Verlusten konnte wiederum eine sehr große Anzahl von Feindflugzeugen im Luftkampf abgeschossen und bei Angriffen auf ihre Stützpunkte am Boden vernichtet werden. Die Versuche des Gegners, mit Jägern und Bombern den Vormarsch des deutschen Heeres aufzuhalten, scheiterten durchweg an einer starken Jagd- und Flakabwehr. Auch die Erdtruppe selbst hatte bei der Abwehr von Feindangriffen

Ein Lufttorpedo wird mittels einer Aufziehvorrichtung an Bord genommen

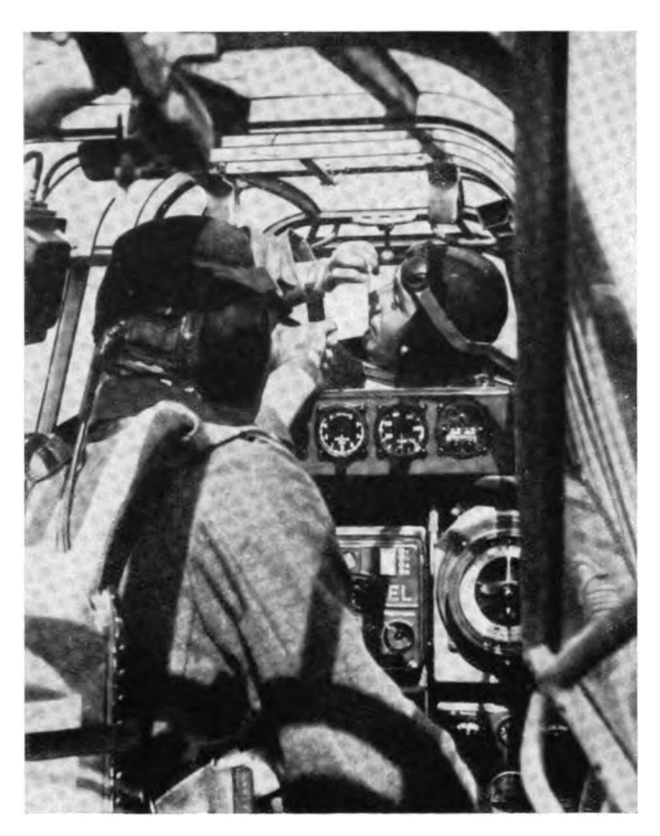
große Erfolge; beispielsweise wurden in der Zeit vom 6. bis 22. September nicht weniger als 29 Sowjetflugzeuge durch die Infanterie abgeschossen.

Die Luftstreitkräfte der im Kampf gegen den Bolschewismus mit Deutschland verbündeten Mächte zeichneten sich gleichfalls durch hervorragenden Angriffsgeist und große Erfolge aus. Finnische Flieger, die bereits im ersten Krieg mit der Sowjetunion bewunderungswürdige Taten vollbracht hatten, waren an der Vernichtung des Gegners im Norden der Ostfront weiterhin sehr stark beteiligt. Ihrer Einsatzbereitschaft war es zuzuschreiben, daß die bolschewistischen Luftüberfälle auf finnisches Gebiet so gut wie aufhörten.

Italienische, rumänische und ungarische Flieger, die im Südflügel der Front eingesetzt waren, konnten eine stattliche Anzahl von Abschüssen erzielen.

Gegen England

Im Raum um die englische Insel ging der Luftkrieg ohne wesentliche Veränderungen weiter. Bemerkenswert ist jedoch, daß die britischen Luftangriffe auf die besetzten Gebiete, insbesondere Angriffe bei Tage, wesentlich nachließen. Die schweren Verluste, die der Royal Air Force bei diesen Angriffen durch die deutsche Flak- und Jagdabwehr zugefügt wurden — in der Zeit vom 22. Juni bis 22. September wurden insgesamt 1400 britische Flugzeuge nur im Raum um England vernichtet — dürften zu diesem Nachlassen der britischen Luftkriegstätigkeit nicht unwesentlich beigetragen haben. Im Monat September selbst verlor die RAF an der Englandfront insgesamt 308 Flugzeuge, davon 161 durch Jäger, 74 durch Flakartillerie, 28 durch Nachtjäger, 1 durch Infanterieflugabwehr und 5 durch Notlandung oder Absturz; 39 Abschüsse erzielte die deutsche Marineartillerie. Demgegenüber betrugen die deutschen Verluste im gleichen Raum und Zeitabschnitt nur 29 Flugzeuge! Sehr bemerkenswert ist der Ausgang der Luftkämpfe Jäger gegen Jäger.



Die Eigenverständigung des Flugzeugs ist ausgefallen. Der Funker gibt seinem Flugzeugführer eine Meldung nach vorn

Während die britischen Jagdfliegerverbände hierbei 147 Flugzeuge verloren, betrugen die deutschen Verluste nur 9 Jagdflugzeuge; das ergibt ein Verlustverhältnis von rund 1 : 16 zugunsten der deutschen Luftwaffe.

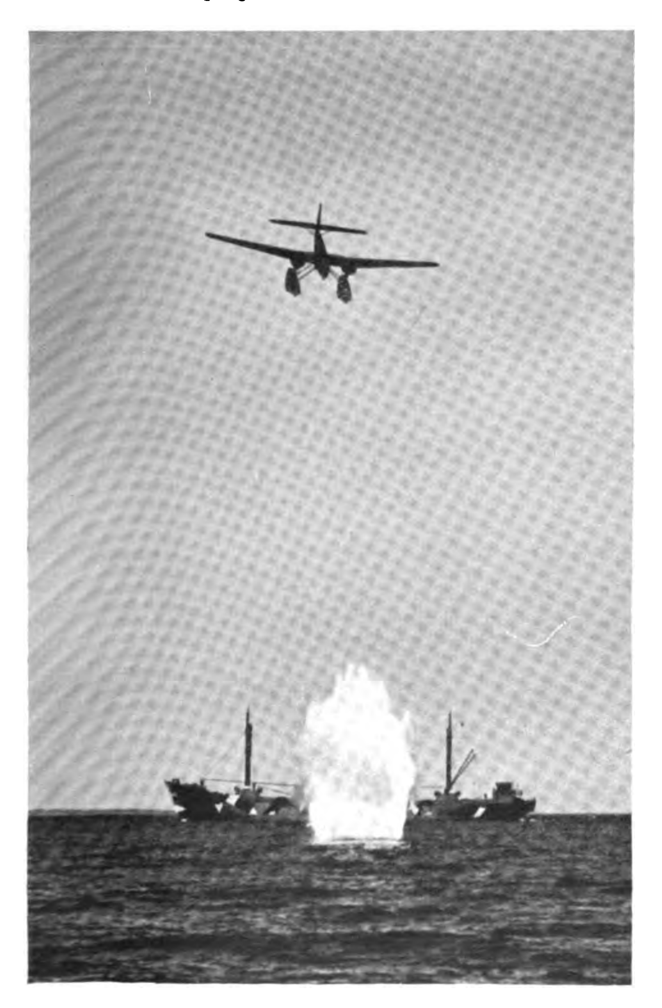
Die deutschen Luftangriffe gegen die englische Insel nahmen auch im Monat September ihren gewohnten Fortgang. Es erfolgten laufend Angriffe auf Häfen und Flugplätze in England; stärkere Kräfte waren mehrfach auf besonders wichtige Häfen wie z. B. Southampton und Newcastle angesetzt.

Sehr erfolgreich war wiederum die Bekämpfung der britischen Handelsschiffahrt an der englischen Küste und im Atlantik. Kampf- und Fernkampfflugzeuge griffen bei Tag und bei Nacht auch schwer verteidigte Geleitzüge an und versenkten hierbei 31 Handelsschiffe mit insgesamt 192 900 BRT.

In Nordafrika

An der Mittelmeerfront war die Angriffstätigkeit der deutschen Fliegerverbände sehr lebhaft. Zahlreiche Stukaangriffe erfolgten auf Tobruk, insbesondere die Hafenanlagen, und auf Marsa Matruk. Das Kernstück der britischen Nahoststellung, nämlich das Gebiet um den Suezkanal, war zahlreichen und schweren Luftangriffen ausgesetzt. Mit sichtbarem Erfolg wurden u. a. angegriffen die Öllager und der Hafen von Suez, Abu Sueir am Suezkanal, die Häfen Port Said, Alexandrien, Ismailia, Port Tewfik, ferner der Flugplatz Heliopolis bei Kairo.

Der im wahren Sinne des Wortes umfassende Einsatz der deutschen Luftwaffe an allen Fronten und die großen hierbei erzielten Erfolge sind ein Beweis für die Stärke der deutschen Luftmacht. Sie zeigen, daß die Entlastung, die sich Großbritannien von dem Einsatz der Luftwaffe im Ostfeldzug versprach, nicht eingetreten ist.



Ein Heinkel-Mehrzweckeflugzeug He 115 beim Torpedoangriff auf einen Frachter

Bilder: (4) Stöcker, (1) Atl.; PK-Aufnahmen der Kriegsberichter: (1) Luben (PBZ), (1) Krempl, (1) Spieht (W. B.), (1) Hug PBZ), (1) Melichhr (W. B.)





Abb. 1. Mehrzweckeflugzeug BB-22 (JAK-4)

Abb. 2. *Leichtes Kampfflugzeug BB-1 (SU-2)*

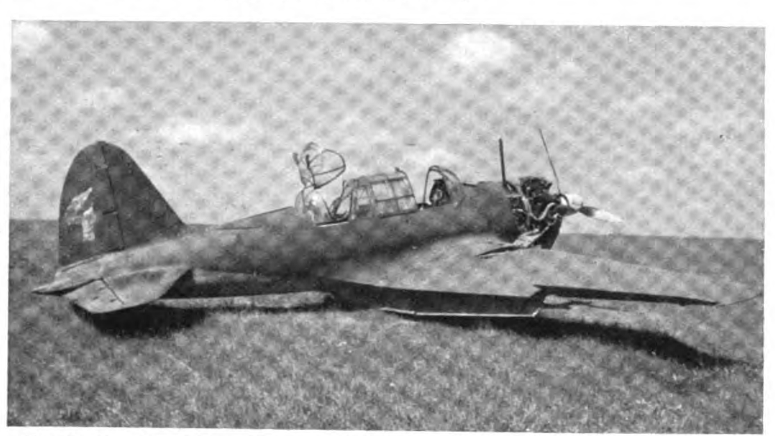


Abb. 3. Leichtes Kampfflugzeug BB-1 (SU-2)



Abb. 4. Bombenflugzeug **DB-3 F**

Sterbende

In Ergänzung der Berichte „Luftgegner Sowjet-Union“ in Nr. 7 und „Frontflugzeuge der Sowjets“ in Nr. 8 veröffentlichen wir noch eine Anzahl neuerer Bilder sowjetischer Flugzeuge, aus denen weitere Einzelheiten über Aufbau, Kennzeichen und Leistungen zu entnehmen sind.

Die Schriftleitung.

Das hauptsächlich als Aufklärungsflugzeug eingesetzte **Mehrzweckeflugzeug BB-22** (vgl. Abb. 1), ein zweimotoriger, zweisitziger Tiefdecker, ähnelt mit seinem doppelten Seitenleitwerk und Höhenleitwerk in V-Stellung der französischen Potez 63. Das Flugzeug ist mit Einziehfahrwerk und Landeklappen ausgerüstet und in Gemischbauweise hergestellt (Stahlrohr- und Holzkonstruktion mit Stoffbespannung und Sperrholzbeplankung). Als Triebwerke dienen 2 wassergekühlte 12 Zyl.-V-Reihenmotoren M 105 von je 1100 PS. Die Bewaffnung besteht aus zwei starren und 1 bewegl. MG. vom Kal. 7,6 mm (1 starres MG. im Rumpfbug, 1 bewegl. MG. in hochfahrbarem Turm über dem Beobachtersitz, 1 starres MG. in Rumpfbodenöffnung nach hinten unten feuernd). Außerdem sind im Rumpf und unter den Flächen Aufhängevorrichtungen für Bomben vorhanden. Das Flugzeug ähnelt in seiner äußeren Form dem Sturzkampfflugzeug PB-100, das in Ganzmetallbauweise ausgeführt und mit Sturzflugbremsen versehen ist.

Das auch als Tiefangriffsflugzeug verwendete **leichte Kampfflugzeug BB-1** (oder SU-2), ein einsitziger Tiefdecker, ist mit Einziehfahrwerk und Landeklappen (vgl. Abb. 2 und 3) ausgerüstet. Der Aufbau zeigt ebenfalls die bei den Sowjets übliche Gemischbauweise (Flächen Ganzmetall, Rumpfende Holzbau, Ruder stoffbespannt). Als Triebwerk dient ein luftgekühlter 14 Zyl.-Doppelsternmotor M-88 von 1100 PS (Weiterentwicklung des Gnôme Rhône 14 K) mit Verstelluftschraube. Die Bewaffnung besteht entweder aus 4 starren ungesteuerten MG. in den Flächen oder 2 starren MG. und 1 beweglichen MG. im Drehturm.

Das **Bombenflugzeug DB-3 F (DB-3 A)**, ein in Ganzmetallbauweise ausgeführter Tiefdecker mit Einziehfahrwerk (vgl. Abb. 4), ist eine Weiterentwicklung der DB-3 und mit Landeklappen ausgerüstet (vgl. N 8 S 244). Die Besatzung besteht aus 3 Mann. Als Triebwerke dienen zwei 14 Zyl.-Doppelsternmotoren M-88



Abb. 5. Bombenflugzeug SB-3

Luftmacht

von je 1100 PS. Die Bewaffnung besteht aus 3 MG. (1 bewegl. MG. im Bug, 1 bewegl. MG. im Drehturm, 1 starres MG. im Rumpfboden schräg nach hinten unten feuernd). In und unter dem Rumpf sind Bombengehänge angebracht. Das Baumuster DB-3 F wird auch als Fernaufklärer eingesetzt.

Abb. 5 zeigt das **Bombenflugzeug SB-3.** Die bereits aus dem finnischen Krieg bekannten Bomber der SB-Bauart sind in Ganzmetallbauweise ausgeführt und hatten an dem Rumpfoberteil einen rückwärtigen MG-Stand; neuerdings sind sie mit einem Drehturm ausgerüstet. Der Bugstand hat 2 bewegl. gekoppelte MG.; im Rumpfboden ist entweder 1 bewegl. oder 1 starres MG. eingebaut, das schräg nach hinten unten feuert. Als Triebwerk dienen 2 wassergekühlte 12 Zyl.-V-Reihenmotoren M-103 von je 950 PS (Sowjet-Weiterentwicklung des Hispano-Suiza 12 Ycrs).

Das mit Einziehfahrwerk und Landeklappen ausgerüstete **Jagdflugzeug I-200 (auch I-61 genannt)** ist wiederum ein Tiefdecker in Gemischbauweise (vgl. Abb. 6). Rumpfmittelstück und Motorvorbau Stahlrohr blechbeplankt, Rumpfende Holzschale, Flächenmittelstück Leichtmetall blechbeplankt, Flügelaußenteile Holz sperrholzbeplankt, Leitwerke Leichtmetall blechbeplankt. Als Triebwerk dient ein wassergekühlter 12 Zyl.-V-Reihenmotor AM-35 A von 1200 PS mit Zweiganglader (Sowjet-Weiterentwicklung des BMW-VI) mit Rückstoßdüsen und Verstell-Luftschraube. Die Bewaffnung besteht aus 1 schweren (Kal. 12,7 mm) und 2 leichten (Kal. 7,6 mm) im Rumpf eingebauten starren gesteuerten MG.

Das einsitzige **Tiefangriffs- und Schlachtflugzeug IL-2** (BSch), ein Tiefdecker mit einziehbarem Fahrwerk und Landeklappen (vgl. Abb. 7 und 8) ist in Ganzmetallbauweise und in Gemischbauweise (Rumpfende in Holz) aufgetreten. Als Triebwerk dient ein wassergekühlter 12 Zyl.-V-Reihenmotor M-38 von 1300 PS (Sowjet-Weiterentwicklung des BMW-VI) mit Verstell-Luftschraube. Die Bewaffnung besteht aus 2 MG. und 2 Kanonen in den Flächen. Außerdem sind Aufhängevorrichtungen für Bomben vorhanden. Motor und Führersitz sind durch starke Panzerung geschützt; der Kühler kann außerdem durch Panzerschieber abgedeckt werden. *Hb.*



Abb. 6. Jagdflugzeug I-200 (MIG-3)

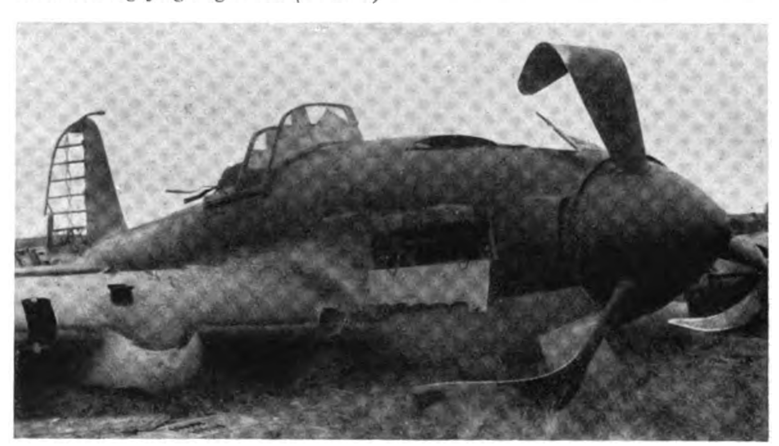


Abb. 7. Tiefangriffs- und Schlachtflugzeug IL-2 (BSch)



Abb. 8.
Tiefangriffs- und Schlachtflugzeug IL-2C (BSch)

Bilder: (1) Archiv; PK-Aufnahmen der Kriegsberichter: (1) Rümmler, (1) Schüller, (2) Marquardt, (1) Reimers, (1) Merken, (1) Freytag

Hochdruckpressen für große Flugzeugteile

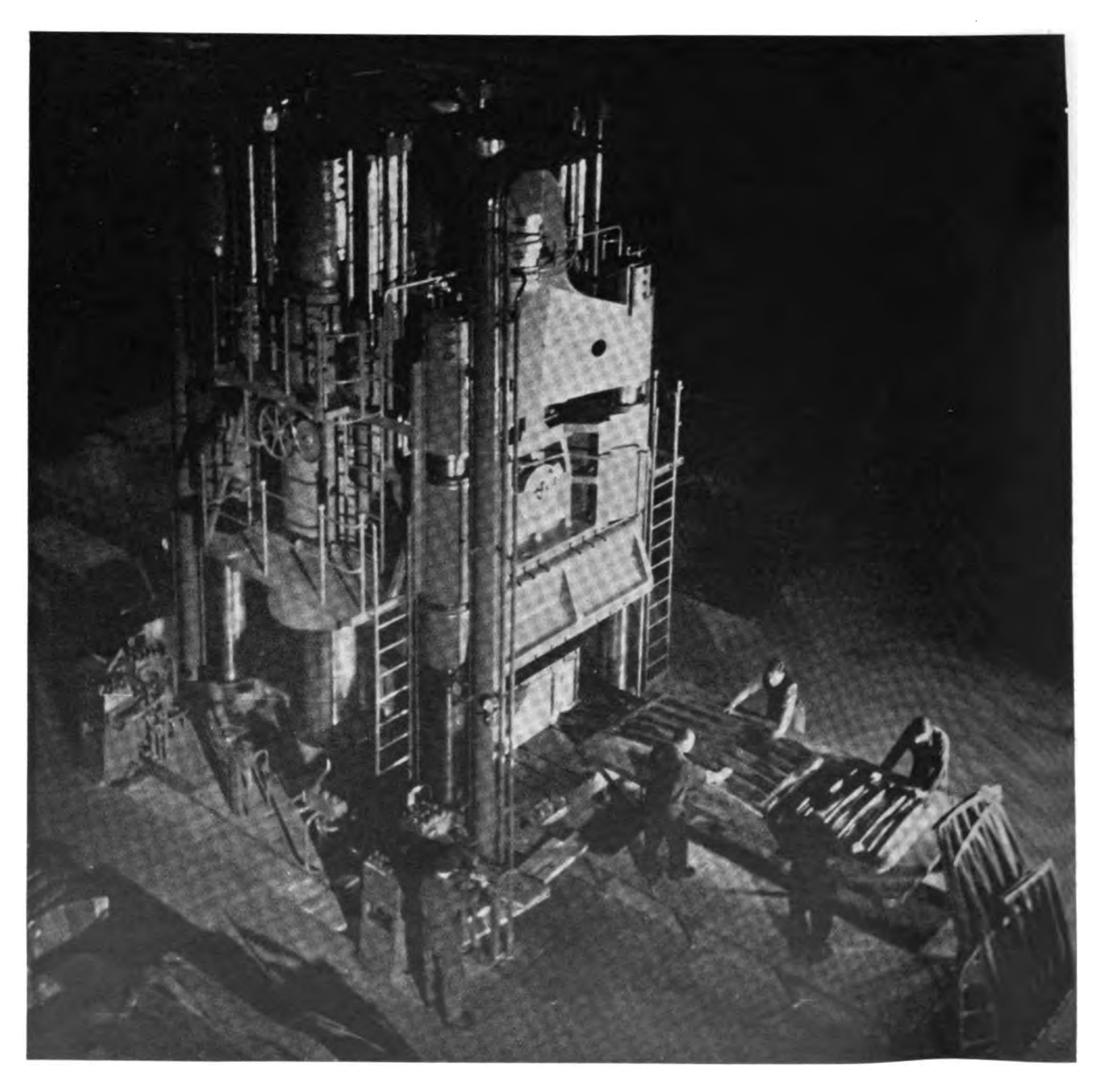
Die deutsche Luftfahrtindustrie hat in der Fertigung der Flugzeugteile und Flugmotoren stets neue Wege beschritten und in den letzten Jahren besonders für die Großreihenfertigung sinnvolle Vorrichtungen und Maschinen entwickelt. Besonders charakteristisch für den neuzeitlichen Flugzeugbau sind die gewaltigen Hochdruckpressen für große Flugzeugteile, von denen wir nachfolgend eine der 8000 t-Pressen im Bild bringen. Diese 8000 t-Hochdruckpressen sind hinsichtlich ihrer Wirkungsweise und Druckleistung mit keiner Maschine des ausländischen Flugzeugbaues zu vergleichen. Sie bieten eine Gumminutzfläche — für die übrigens ein neuer Sparstoff ausfindig gemacht und angewandt wurde — von 3700 × 1750 mm, also annähernd 6,5 m², während ihre Nutzflächen beim Hartaufhart-Pressen 5700 × 2200 mm oder 12,6 m² betragen. Das Gesamtgewicht der abgebildeten Presse, die bei den Henschel-Flugzeugwerken im Betrieb ist, ohne Pumpenanlagen beläuft sich bis auf 375 t. Die gesamte Bauhöhe mißt 9,25 m.

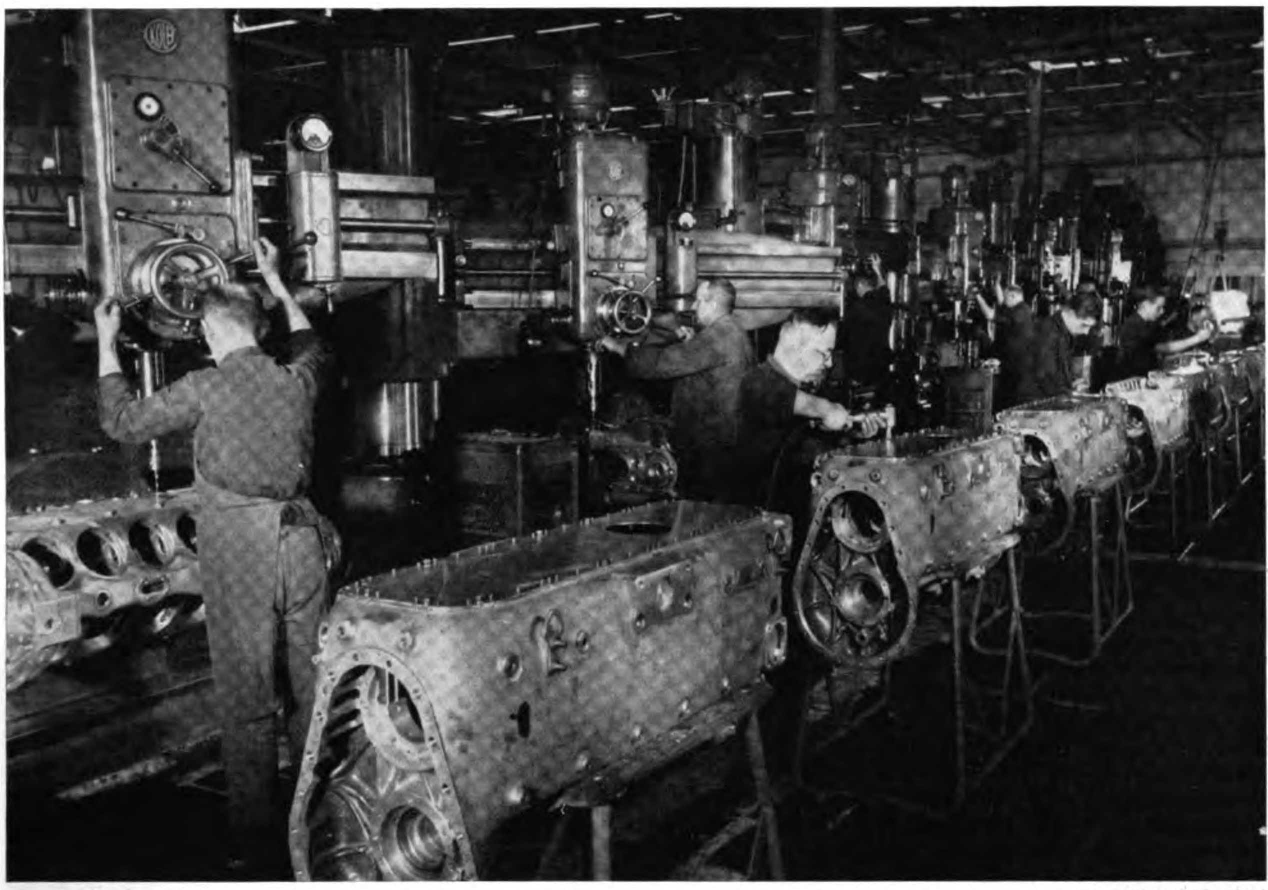
Um möglichst hohe Arbeitsgeschwindigkeiten zu erzielen, wurde die Druckanlage reichlich bemessen. Drei Motoren mit insgesamt 270 PS Leistung treiben die beiden Pumpen an, die in drei Druckstufen arbeiten. Die größte Preßgeschwindigkeit bei 300 at Überdruck beträgt 6 bis 8 mm/s, im Rückhub sowie im Leerhub bewegt sich der Pressentisch mit 120 bis 150 mm/s.

Die Montage.

Die Größe und die Gewichte dieser Maschine erforderten langwierige Gründungs- und Montagearbeiten, wiegt doch beispielsweise das Unterteil allein 70 t. Jeder der beiden Zylinder hat das stattliche Gewicht von 47 t. Die Fabrikationshalle, in der die Presse steht, wurde zur gleichen Zeit erstellt. Die Montage der Dachbinder mußte wegen der Gerüstarbeiten über der Presse ausgesetzt werden. Nachdem das Unterteil in das Fundament gesenkt war, wurde mit hydraulischen Hebern der Reihe nach der Preßrahmen, der Bär und die Zylinder mit Kolben aufgesetzt. Erst dann konnte mit der Einführung der 10 m langen und bis zu je 20 t schweren Säulen begonnen werden. Hierzu war die Errichtung eines 20 m hohen Hilfsgestells erforderlich, das als Rohrgerüst gebaut wurde.

Pressen dieser Art sind nun seit längerer Zeit im Betrieb und haben bis heute in jeder Hinsicht den Erwartungen entsprochen, die man in sie gesetzt hat. Henschel-Werkbild





Daimler-Benz-Werkbild

Aus einem deutschen Flugmotorenwerk; Kurbelgehäusebearbeitung

Sparstoffarme Stähle im Flugmotorenbau

von Dr.-Ing. habil. H. WIEGAND und Obering. Dr. R. SCHEINOST)*

Für die Stähle des Maschinenbaues gelten als Sparstoffe besonders infolge der Lage ihrer Hauptvorkommen sowie des Devisenaufwandes die Legierungselemente Nickel, Molybdän, Wolfram und gewisse Karbidbildner.

Die Beschränkung in der Anwendung von Sparstoffen in Baustählen geht bereits eine Reihe von Jahren zurück. Es gelang, Nickel mit gutem Erfolg und ohne Störung der technischen Entwicklung des Maschinenbaues durch den Übergang auf nickelarme bzw. nickelfreie Stähle einzusparen. Die beiden Hauptvorzüge der früher verwandten Chrom-Nickel-Stähle — größere Durchhärtungstiefen und höhere Widerstandsfähigkeit gegen Gewaltschlag — kommen bei den verhältnismäßig geringen Wandstärken und bei den meistens dauerbruchgefährdeten Teilen des Flugmotors weniger zur Geltung als auf anderen Gebieten des Großmaschinenbaues.

Auch die Einsparung von Molybdän war verhältnismäßig leicht möglich, weil die Stahlwerke und Forschungsanstalten in der Entwicklung meist weitergegangen sind und Stahl mit den Legierungsbestandteilen Chrom, Vanadin, Mangan und Silizium geschaffen[1]) haben, die bereits vorher z. T. erprobt waren und damit die bei den hochbeanspruchten Teilen des Flugmotors schwierig erscheinende Umschaltung wesentlich erleichterte.

Auf dem Gebiet der warmfesten und hitzebeständigen Stähle ist es gelungen, Nickel und Wolfram wesentlich einzusparen durch Einführung von Chrom, Aluminium, Silizium und austenitischem Chrom-Mangan-Stahl.

Die Wirkung der einzelnen Legierungselemente

Da die vorliegenden Ausführungen für einen an der Luftfahrt im allgemeinen interessierten Leserkreis und nicht für den ausgesprochenen Werkstoffachmann gedacht sind, ist es wohl angebracht, zum besseren Verständnis zunächst etwas allgemeines über die Einflußnahme der einzelnen Legierungselemente auf die jeweils maßgebenden Eigenschaften der Baustähle zu sagen.

Ni steigert die Streckgrenze und Zugfestigkeit ohne die Zähigkeit zu beeinträchtigen; außerdem setzt es die kritische Abkühlungsgeschwindigkeit stark herab, so daß das Durchhärtungs- bzw. Durchvergütungsvermögen beträchtlich verbessert wird.

Cr verbessert die Festigkeitseigenschaften besonders im Zusammenwirken mit Mo oder Mn. Auch steigert es stark die Einhärtungstiefe. Bei höheren Cr-Gehalten (∿ 12 %) erhält man die rostsicheren und gegen heiße Gase beständigen Stähle. Die Warmfestigkeit und Zunderbeständigkeit werden durch Cr erhöht. Höhere Cr-Gehalte zusammen mit Ni (z. B. 18/8-Stahl mit 18 % Cr, 8 % Ni) führen zu austeniti-

*) *Bericht aus der Werkstoffabteilung der BMW-Flugmotorenbau G. m. b. H., Berlin-Spandau.*

[1]) *Vgl. Schrader und Brühl, Techn. Mitt. Krupp 2. Jahrg. H. 16, Dez. 1939; Kallen und Meyer, Techn. Mitt. Krupp 2. Jahrg. H. 16, Dez. 1939; H. Kießler, Z. VDI Bd. 84 (1940) Nr. 23 S. 385—392; Eilender, Cornelius, Arend, Dtsch. Kraftfahrtforsch. H. 30, Jahrg. 1939; H. Cornelius, Stahl u. Eisen 60. Jahrg. (1940) H. 31, S. 684—687.*

schem Gefüge, womit Korrosions- und Hitzebeständigkeit verbunden ist.

Mo hebt die Festigkeitswerte, auch in der Wärme, steigert die Durchhärtung und ist das geeignetste Mittel zur Behebung der sogenannten Anlaßsprödigkeit.

V wirkt kornverfeinernd, verbessert die Festigkeitseigenschaften auch in der Wärme. Bei mehrfach legierten Stählen unterstützt es die Wirkung anderer Karbidbildner, wie z. B. Cr. Die Härtetemperatur wird heraufgesetzt und die Überhitzungsempfindlichkeit stark verringert.

Mn verbessert die Festigkeitseigenschaften und in starkem Maße die Durchvergütbarkeit. Stähle mit etwas über 1,5 % Mn sind anlaßspröde. Hohe Mangangehalte machen den Stahl austenitisch, wodurch er besonders im Zusammenwirken mit einem Cr-Zusatz eine gewisse Hitze- und Korrosionsbeständigkeit erhält.

Si steigert Festigkeit und Streckgrenze und verbessert die Durchhärtung. In Gegenwart von Cr und Al erhöht es stark die Hitzebeständigkeit.

W erhöht die Warmfestigkeit besonders bei austenitischen Stählen.

Nb, Ti, Ta sind vorzügliche Karbidbildner und werden daher vielfach den austenitischen Cr-Ni- und den ferritischen Cr-Stählen zur Unterdrückung von Karbidausscheidungen zugesetzt, wodurch Korngrenzenkorrosion neben Schweißstellen vermieden wird.

Sparstofffreie Einsatzstähle

Von der Einsatzhärtung wird im Flugmotorenbau zur Steigerung des Verschleißwiderstandes, aber auch, bei richtiger Ausführung[2]), zur Vermeidung von Dauerbrüchen weitgehend Gebrauch gemacht. Hierzu wurden früher die Cr-Ni-Einsatzstähle ECN 35 und ECN 45 und die beiden Cr-Mo-Einsatzstähle ECMO 80 und ECMO 100 nach DIN-Vornorm 1663 und für dickwandige, höchstbeanspruchte Teile, wie z. B. Kurbelwellen ein Cr-Ni-Mo-Einsatzstahl mit rd. 2 % Ni und der C-Einsatzstahl StC 1661 nach DIN 1661 verwendet. An die Stelle dieser Stähle treten nunmehr die beiden Einsatzstähle EC 80 und EC 100. Das Molybdän ist bei EC 80 durch erhöhten Mangangehalt und bei EC 100 durch erhöhten Mangan- und Chromgehalt ersetzt. Ein Ersatz des Mo durch erhöhten Si-Gehalt oder durch Zulegieren von V kommt nicht in Frage, da höhere Si-Gehalte zu unbefriedigenden Zähigkeitswerten für Einsatzstähle und V zu weichfleckigen Einsatzschichten führen kann. Zahlentafel 1 gibt die chem. Zusammensetzung und die Sollwerte des Zugversuches von zwei Cr-Mo-Einsatzstählen im Vergleich mit molybdänfreien Stählen an.

Von dem C-Einsatzstahl (StC 1661) sollte, wenigstens für geringe Wandstärken und dort, wo es nur auf große Oberflächenhärte und weniger auf Kernfestigkeit ankommt, noch mehr als bisher Gebrauch gemacht werden. Allerdings muß man berücksichtigen, daß er im Gegensatz zu den legierten Stählen, die in Öl gehärtet werden, ein Wasserhärter ist und sich daher für verzugsempfindliche Teile nicht eignet.

[2]) *H. Wiegand und R. Scheinost, Archiv f. d. Eisenhw. Bd. 12 (1938/39) H. 9, S. 445—448.*

Zur Beurteilung der Verwendbarkeit der Mo-freien Einsatzstähle für Flugmotorenbauteile wurden entsprechende Versuche durchgeführt. Sie erstrecken sich auf

a) Dilatometrische Messungen zur Festlegung der zweckmäßigen Härtetemperaturen und zur Bestimmung der Ausdehnungsbeiwerte sowie Einsatzversuche zwecks Festlegung von Einsatztemperatur und Einsatzmittel.
b) Härtemessungen bzw. Zerreißversuche an Proben aus abgestuften Wandstärken zur Prüfung der Durchhärtbarkeit.
c) Kerbschlagversuche zur Beurteilung der Widerstandsfähigkeit gegenüber Gewaltschlagbeanspruchung.
d) Wechselbiegeversuche zur Beurteilung des Verhaltens bei Dauerbeanspruchung.

Dilatometrische Messungen und Einsatzversuche.

Die Ausdehnungsbeiwerte der sparstoffarmen Stähle EC 80 und EC 100 ergaben sich auf Grund der Messungen um durchschnittlich $0{,}5 \div 1 \times 10^{-6}/1°$ C höher als die des EC Mo 80, wie Zahlentafel 2 zeigt.

Zahlentafel 2. Mittlere Ausdehnungsbeiwerte in $10^{-6}/1°$ C

Temperaturbereich °C	Stahlbezeichnung		
	EC 80	EC 100	EC Mo 80
20—100	12,9	12,5	12,1
—200	13,2	12,9	12,4
—300	13,7	13,5	12,7
—400	14,3	13,8	13,25
—500	14,65	14,3	14,0
—600	14,9	14,65	14,45
—700	14,95	14,70	14,6

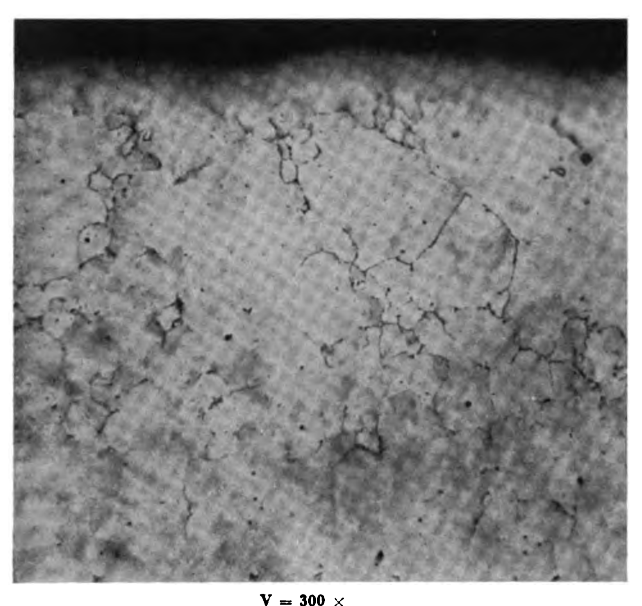
Die Messungen zur Bestimmung der Ac_3-Umwandlung wurden an unbehandelten sowie an durch und durch eingesetzten zylindrischen bzw. hohlzylindrischen Proben durchgeführt. Erstere dienten zur Festlegung des Temperaturbereiches für späteres Zwischenhärten bzw. auch Normalisieren zur Kornverfeinerung des Kernes, letztere zur Festlegung der Endhärtungstemperatur. Es ergab sich in Übereinstimmung mit den Stahlwerksangaben, daß Zwischenhärten und Endhärtung bei den gleichen Temperaturen erfolgen kann wie bei den Cr-Mo-Stählen EC Mo 80 und EC Mo 100.

Die Einsatzversuche, die mit einem mild und einem normal wirkenden Einsatzpulver sowie im C_5-Bad vorgenommen wurden, ergaben bei der Einsatzbehandlung im C_5-Bad bei den von den Stahlwerken angegebenen Einsatztemperaturen von 870 bis 900° C einwandfreie Einsatzschichten. Beim Einsetzen im Pulver scheint für EC 100 diese Temperatur etwas hoch zu liegen, da sich bereits beim Einsatzglühen bei 860° C ein schwaches Zementitnetzwerk trotz der Verwendung eines mild wirkenden Pulvers (Görig CMD 12) zeigte (Abb. 1), das allerdings im gehärteten Zustand noch in Lösung ging. Normal wirkende Einsatzpulver führen in noch stärkerer Weise wie bei den Cr-Mo-Stählen zur Überkohlung, auch im gehärteten Zustand (Abb. 2).

Zahlentafel 1. Chemische Zusammensetzung und statische Festigkeitswerte der beiden Cr-Mo-Einsatzstähle 1407, 1408 und der Stähle 1207, 1208

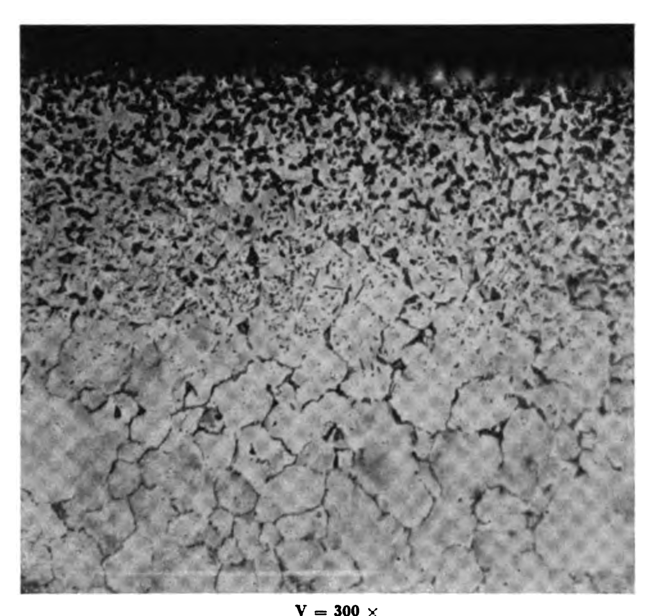
Bezeichnung		Chemische Zusammensetzung %					$\sigma_{0,2}$ kg*)/mm²	σ_B kg*)/mm²	δ 5 % *)
Flieg.	DIN	C	Mn	Si	Cr	Mo			
1407	ECMO 80	0,13—0,17	0,7—1,0	< 0,35	0,8—1,2	0,15—0,25	> 65	90—110	> 10
1207	EC 80	0,14—0,19	1,1—1,4	< 0,35	0,8—1,1	0	> 70	85—110	> 10
1408	ECMO 100	0,17—0,22	0,8—1,1	< 0,35	1,0—1,3	0,15—0,25	> 80	110—135	> 7
1208	EC 100	0,18—0,23	1,2—1,5	< 0,35	1,2—1,5	0	> 70	110—145	> 7

*) *Im gehärteten Zustand im Kern; Oberflächenhärte an einsatzgehärteten Stellen $R_c \geq 60$*



V = 300 ×

Abb. 1. EC 100 einsatzgeglüht. Zementitnetzbildung nach Aufkohlung in mildem Pulver bei 860° C. Ätzmittel: Natriumpikrat



V = 300 ×

Abb. 2. EC 100 einsatzgeglüht. Überkohlung durch normal wirkendes Pulver. Ätzmittel Natriumpikrat

Auf Grund der gesamten Versuche erscheinen die in Zahlentafel 3 angegebenen Warmbehandlungstemperaturen als zweckmäßig:

Zahlentafel 3. Warmbehandlungstemperaturen in ° C für die Mo-freien Einsatzstähle EC 80 und EC 100

Schmieden	Einsetzen	Härtung I	Zwischenglühen	Härtung II	Härtemittel	Normalisieren
1100–850	840–860	830–860	630–650	800–830	Öl	840–860

Durchärtungsvermögen

Im allgemeinen wird dem Durchhärtevermögen eine sehr große Bedeutung beigelegt. Für Flugmotorenbauteile darf jedoch diese Frage nicht überschätzt werden, da einerseits die Wandstärken an sich verhältnismäßig gering sind und außerdem die meisten Teile, jedenfalls aber die dickwandigsten, wie z. B. die Kurbelwelle, durch wechselnde Verdreh- und Biegebeanspruchungen gefährdet sind und bei diesen Beanspruchungsarten die höchstbeanspruchten Fasern außen in der Zone höchster Festigkeit liegen. Die Versuche ergaben, daß beide Mo-freien Stähle den alten Stählen bei den im Flugmotorenbau üblichen Abmessungen in der Durchhärtung mindestens gleichwertig sind. Bis 25 mm Wandstärke war der Festigkeitsunterschied zwischen Rand und Kern unbedeutend und bis zu Wandstärken von 60 mm werden innen noch die unteren Grenzwerte des Sollbereiches sicher erreicht. Bei geringen Wandstärken (< 30 mm) können beim EC 100 Festigkeitswerte von 160 kg/mm² erreicht werden, was dann zu Bearbeitungsschwierigkeiten führt.

Kerbschlagversuche

Die Kerbschlagzähigkeitswerte liegen in Übereinstimmung zu den beiden Mo-haltigen Einsatzstählen im blindgehärteten Zustand in der Größenordnung von 10 mkg/cm², im einsatzgehärteten Zustand (Mesnager-Probe 0,3 mm tief eingesetzt) 0,5—1 kgm/cm².

Die Widerstandsfähigkeit gegen Gewaltschlagbeanspruchung ist daher für beide Stahlgruppen im blindgehärteten Zustand als gleich gut, im einsatzgehärteten als gleich schlecht anzusehen. Muß man in Einzelfällen auch im eingesetzten Zustand eine gewisse Widerstandsfähigkeit gegen Gewaltschlag verlangen, dann kann das wohl nur durch Zulegieren von Nickel erreicht werden; so erreicht ein Cr-Ni-Mo-Einsatzstahl mit rd. 2 % Ni, 1,8 bis 2,2 % Cr und 0,2 bis 0,3 % Mo, im einsatzgehärteten Zustand Kerbzähigkeiten von 4 kgm/cm².

Wechselbiegeversuche

Vergleichs-Wechselbiegeversuche[3]) an glatten und gekerbten Umlaufbiegestäben im blind- und einsatzgehärteten Zustand lassen auf Gleichwertigkeit der Mo-freien Einsatzstähle EC 100 und EC 80 zu den Mo-haltigen EC Mo 80 und EC Mo 100 bei Dauerbeanspruchung schließen (Zahlentafel 4).

Zusammenfassend kann gesagt werden, daß die beiden Mo-freien Einsatzstähle EC 80 und EC 100 gleichwertig den Cr-Mo-Stählen ECMO 80 bzw. ECMO 100 sind.

[3]) *Die Versuche wurden bis zur 5 Mill-Grenze durchgeführt; Stabdurchmesser $d = 6{,}5$ mm im Prüfquerschnitt. Die gekerbten Stäbe hatten eine Kreiskerbe von $r = 0{,}5$ mm $\left(\frac{d}{r} \sim 10\right.$ in Anpassung an mittlere Verhältnisse bei Bauteilen).*

Zahlentafel 4.
Biegewechselfestigkeiten von Umlaufbiegestäben 6,5 ⌀ aus EC 80 und EC 100 im Vergleich zu ECMO 80 und ECMO 100

Fliegwerkstoff DIN-Bezeichnung	Kernfestigkeit σ_B kg/mm²	Biegewechselfestigkeit							
		blindgehärtet, glatt		glatt, 0,3 mm Einsatz		blindgeh., Kreiskerbe		Kreisk., 0,3 mm Einsatz	
		σ_{WB} kg/mm²	$\frac{\sigma_{WB}}{\sigma_B}$	σ_{WB} kg/mm²	$\frac{\sigma_{WB}}{\sigma_B}$	σ_{WBK} kg/mm²	$\frac{\sigma_{WBK}}{\sigma_B}$	σ_{WBK} kg/mm²	$\frac{\sigma_{WBK}}{\sigma_B}$
EC 80	128	± 63	0,49	± 84	0,66	± 29	0,23	± 39	0,30
ECMO 80	107	± 58	0,54	± 74	0,69	± 27	0,25	± 44	0,41
EC 100	160	± 79	0,49	± 96	0,60	± 38	0,24	± 52	0,33
ECMO 100	140	± 60	0,43	± 79	0,56	± 35	0,25	± 46	0,33

Sparstoff-freie Vergütungs- und Nitrierstähle

Wie bei den legierten Einsatzstählen mußte auch bei den legierten Vergütungsstählen schon vor einigen Jahren von den Cr-Ni-Stählen auf sparstoffarme Stähle mit verringerten Ni-Gehalten übergegangen werden. Die Ni-legierten Nitrierstähle hatten im Flugmotorenbau nie Bedeutung erlangen können.

Neuerdings werden nickelfreie Stähle verwendet, die einen erhöhten Cr-Mn-Gehalt oder Si-Gehalt aufweisen oder die Vanadin zulegiert haben. Es gibt eine ganze Anzahl z. T. neu entwickelter sparstofffreier Vergütungs- und Nitrierstähle. Bei der großen Zahl der hier zur Verfügung stehenden Stähle muß jeder Verbraucher bestrebt sein, die geringstmögliche Zahl der gerade für seine Zwecke geeignetsten Stähle herauszufinden. In folgendem sollen daher nur einige Stähle besprochen werden, die sich besonders für den Flugmotorenbau eignen.

Als sparstoffarme Stähle kommen in Frage der Cr-Stahl Fliegw. 1253, der Mn-V-Stahl 1310, der Cr-Mn-Stahl 1604, die Cr-V-Stähle 1610, 1620 bzw. 1473 und der Cr-Al-Stahl 1472.

Cr-Stahl nach Fliegw. 1253

Er hat die folgende Zusammensetzung: 0,3—0,37 C, 0,5 bis 0,8 Mn, < 0,35 Si, 0,9—1,2 Cr (∿ 0,1 V). Seine Durchvergütung ist etwas schlechter als bei einem molybdänhaltigen Stahl gleicher Zusammensetzung; er ist nicht anlaßspröde. Durchvergütungsversuche ergaben in der Festigkeitsstufe 75—90 kg/mm² bis 60 mm ⌀, in der Stufe 90—105 kg/mm² nur bis 30 mm ⌀ einwandfreie Durchvergütung. Der mangelhafteren Durchvergütung kann vielfach durch ein weitgehendes Vorarbeiten vor dem Vergüten Rechnung getragen werden. Für Gesenkschmiedestücke kann auch zur Vermeidung der Überhitzungsempfindlichkeit etwas V zulegiert werden. Streckgrenzenverhältnis, Dehnung und Kerbzähigkeit, die Biegewechselfestigkeit sowie auch die Kerbempfindlichkeit bei Dauerbeanspruchung (Zahlentafel 6) waren den Werten Mo-haltiger Stähle gleicher Vergütungsfestigkeit praktisch gleichwertig, so daß gleiche Widerstandsfähigkeit gegenüber Gewaltschlag- und Dauerbeanspruchung erwartet werden kann. Dilatometrische Messungen ergaben die Beendigung der oberen Umwandlung bei rd. 810° C, so daß die von den Stahlwerken angegebene Härtetemperatur von 840—870° C zu Recht besteht. Die Wärmeausdehnungsbeiwerte weichen nicht von denen der Mo-freien Stähle ähnlicher Zusammensetzung ab. Dies gilt übrigens auch für die nachfolgenden Austauschstähle. Der Stahl Fliegw. 1253 kann bei Berücksichtigung seiner teilweise schlechteren Durchvergütbarkeit als vollwertiger Austausch für die Cr-Mo-Stähle VC Mo 135 und VC Mo 140 im Festigkeitsbereich 60 bis 100 kg/mm² angesehen werden. Als Ersatz für 1452 kommt er nur dann in Frage, wenn nicht geschweißt wird.

Mn-V-Stahl nach Fliegw. 1310

Dieser Stahl, der bereits für mechanisch hochwechselbeanspruchte Bauteile mit Erfolg versucht wurde, hat folgende Zusammensetzung: 0,38—0,45 C, 1,5—2,0 Mn, < 0,35 Si, 0,1—0,2 V. Der hohe Mn-Gehalt bringt gute Durchvergütung — entsprechende Versuchsstücke ergaben bei 85 mm ⌀ von 830—850° C in Öl gehärtet und bei 500° C angelassen, am Rand und im Kern 130 kg/mm² Festigkeit — und hohe Festigkeitswerte, wobei allerdings eine gewisse Anlaßsprödigkeit in Kauf genommen werden muß. Ein Teil der Anlaßsprödigkeit kann durch Abschrecken nach dem Anlassen in Öl beseitigt werden; im übrigen ist sie aber für Teile, die mit Rücksichtnahme auf Dauerbruchsicherheit ausgelegt werden, von untergeordneter Bedeutung. Streckgrenze, Dehnung und Dauerfestigkeitswerte am glatten und gekerbten Stab (Zahlentafel 6) sind den entsprechenden Werten der Cr-Mo-Vergütungsstähle gleicher Vergütungsstufe mindestens gleichwertig.

Der Stahl Fliegw. 1310 kann für VC Mo 135 und VC Mo 140 im Festigkeitsbereich 90—105 kg/mm² ohne Einschränkung der Abmessungen verwendet werden.

Cr-Mn-V-Stahl nach Fliegw. 1604

Dieser Stahl wurde als gut schweißbarer Baustahl mit 0,24—0,30 C, 1—1,3 Mn, 0,4—0,6 Cr, 0,15—0,25 V, < 0,35 Si, < 0,02 S, < 0,02 P für den für Schweißkonstruktionen entwickelt[4]). Er erreicht im geschweißten Zustand, nicht nachvergütet, Festigkeiten > 65 kg/mm² und nachvergütet > 90 kg/mm². Das Streckgrenzenverhältnis, Durchvergütung und Zugfestigkeit sowie Unempfindlichkeit gegen Schweißrißbildung ist ebenso gut wie bei dem molybdänhaltigen Fliegw. 1452.

Cr-V-Stahl nach Fliegw. 1610

Hier handelt es sich um einen Stahl, der schon seit langem in hochvergütetem Zustand (150—170 kg/mm²) für Zahnräder und in der Stufe 95—110 kg/mm² z. B. für Schrauben verwendet wird. Seine Zusammensetzung ist folgende: 0,45—0,55 C, 0,6—0,8 Mn, < 0,35 Si, 0,9—1,2 Cr, 0,1—0,3 V. Der Stahl härtet bis zu Querschnitten von 30 mm Durchmesser einwandfrei durch.

Zerreiß-, Kerbschlagversuche und Wechselbiegeversuche an glatten und gekerbten Stäben (Zahlentafel 6) führten zu folgendem Ergebnis:

a) In der Vergütungsstufe 150—170 kg/mm² ist er, abgesehen von dem größeren Verzug, beim Härten (Ölhärter) ein vollwertiger Ersatz für den Cr-Mn-Mo-Lufthärtestahl mit der Zusammensetzung 0,4 % C; 2—3 % Cr, 1 % Mn; > 0,3 % Mo, der ebenfalls bis zu Durchmessern von 30 mm durchhärtet.

b) Im Festigkeitsbereich 90—125 kg/mm² kann er in Querschnitten bis zu 30 mm als gleichwertig zu den Mo-haltigen Stählen VC Mo 140 und Fliegwerkstoff 1456 verwendet werden. Zugdauerversuche an Schrauben zeigten, daß dieser Werkstoff den Mo-haltigen Stählen hinsichtlich Kerbempfindlichkeit sogar etwas überlegen ist.

Cr-V-Stahl nach Fliegw. 1620 bzw. 1473

Die Fliegwerkstoffe 1620 als Vergütungsstahl bzw. der Fliegw. 1473 als Nitrierstahl gleicher Zusammensetzung sind als Austausch für die Mo-haltigen Vergütungs- bzw. Nitrierstähle Fliegwerkstoff 1456 bzw. 1470 für höchste Festigkeitsanforderungen, auch in stärkeren Querschnitten gedacht und unterscheiden sich von diesen lediglich durch den Wegfall des Molybdäns und durch Heraufsetzung der unteren Grenze des V-Gehaltes von 0,1 auf 0,2 %. Ihre Zusammensetzung ist demnach folgende: 0,24—0,34 C, 0,4—0,8 Mn, < 0,4 Si, 2,3—2,7 Cr, 0,80 ÷ 0,35 V.

Streckgrenze, Dehnung, Kerbzähigkeit sowie Dauerfestigkeit am glatten und gekerbten Stab (Zahlentafel 6) sind für beide Stahlgruppen im vergüteten Zustand gleichwertig. Der fehlende Mo-Gehalt wirkt sich im vorliegendem Falle auf die Durchvergütung nur wenig aus. Entsprechende Versuche, die bis zu Durchmessern von 80 mm durchgeführt wurden, ergaben noch einwandfreie Durchvergütung. Größere Wandstärken kommen für Flugmotorenbauteile im Fertigzustand kaum vor; Rohlinge in größeren Abmessungen müssen anderenfalls in größerem Ausmaß als bei den Mo-legierten Stählen vor dem Vergüten vorgearbeitet werden. Das fehlende Molybdän macht die Stähle 1620 bzw. 1473 anlaßspröde, so daß z. B. durch den Nitriervorgang, der durch 10 bis 90 Std. je nach gewünschter Nitriertiefe bei 500—520° C erfolgt, die Kerbzähigkeit des Kernwerkstoffes auf rd. die Hälfte absinken kann, was eine bedeutende Verringerung der Widerstandsfähigkeit des Bauteiles gegen Gewaltschlag zur Folge hätte. Nachdem aber durch die Sprödigkeit der Nitrierschicht selbst das Bauteil gegen Gewaltschlagbeanspruchung außerordentlich empfindlich geworden ist — die Kerbzähigkeit des Mo-haltigen Werkstoffes im nitrierten Zustand fällt ohne Versprödung des Kernes auf rd. die Hälfte ab (Zahlentafel 5) —, kommt dieser Frage nur dann praktische Be-

[4]) *H. Cornelius, „Stahl u. Eisen", 60. Jahrg. (1940), H 31, S 684—687.*



deutung zu, wenn es möglich ist, durch teilweise Nitrierung die Umgebung des gewaltschlaggefährdeten Querschnittes von Nitrierschicht freizuhalten. Für die dauerbruchgefährdeten Teile ist die Kerbschlagzähigkeit ohne Bedeutung.

Zahlentafel 5. Kerbzähigkeitswerte
am vergüteten, nitrierten und langzeitig bei Nitriertemperatur geglühten Mesnager-Proben aus Fliegwerkstoff 1470 und 1473

Werkstoff	Zugfestigk. σ_B kg/mm²	Kerbzähigkeit a_k kgm/cm²		
		vergütet	45 Std. bei 500° C nitr.	45 Std. bei 500° C geglüht
Cr-Mo-V Stahl (1470)	120	9	5	8
Cr-V Stahl (1473)	120	9	3,5	5

Die erzielbare Oberflächenhärte beim Nitrieren wird durch das fehlende Molybdän nicht beeinflußt ($H_v > 800$ kg/mm²), die Nitrierzeiten für gleiche Nitriertiefen können um rd. 10 % verringert werden.

Von Interesse ist noch die Frage, inwiefern der Wegfall des Molybdäns das Dauerfestigkeitsverhalten nitrierter Teile beeinflussen kann. Hier zeigt sich, wenigstens im gekerbten Zustand, eine Einbuße an Dauerfestigkeitssteigerung durch Nitrieren bei dem Mo-freien Stahl. Die Ursache hierfür liegt wahrscheinlich darin, daß das fehlende Molybdän das Dauerstandverhalten in ungünstiger Weise beeinflußt, so daß die beim Nitriervorgang auftretenden und für die Dauerfestigkeitssteigerung maßgebenden Druckeigenspannungen[2])[5]) nicht mehr so hoch werden wie beim entsprechenden Mo-haltigen Stahl (Zahlentafel 6). Eine indirekte Bestätigung dieser Ansicht liegt auch darin, daß durch Herabsetzung der Nitriertemperatur von 510° C auf 480° C die Biegewechselfestigkeitswerte am gekerbten, nitrierten Stab bei Fliegw. 1473 um rd. 20 % gehoben werden konnten.

Die Beendigung der oberen Umwandlung wurde für beide Stahlgruppen aus dilatometrischen Messungen mit 835° C bestimmt, so daß die übliche Härtetemperatur von 850 bis 880° C beibehalten werden kann.

Cr-Al-Stahl nach Fliegw. 1472

Dieser Stahl ist ebenfalls sparstoffarm und kann den Cr-Mo-Al-Nitrierstahl (Fliegw. 1471) ersetzen. Von diesem Stahl unterscheidet er sich durch den Wegfall des Molybdäns und erhöhten Cr-Gehalt. Die Zusammensetzung ist: 0,28 bis 0,38 C, 0,5—0,9 Mn, < 0,4 Si, 1,3—1,9 Cr, 0,9—1,3 Al.

Seine Verwendung im Flugmotorenbau sollte ebenso wie die des Fliegw. 1471 auf solche Fälle beschränkt bleiben, wo höchste Oberflächenhärte ($H_v > 950$ kg/mm²) verlangt werden muß (z. B. Zylinderlaufbahn), da er gewisse, mit dem Nitrieren verbundene Begleiterscheinungen wie Kantenausbrechen, Aufreißen der Nitrierschicht beim Anschlagen und dergleichen in viel stärkerem Maße zeigt, als der Al-freie Nitrierstahl. In ihrem mechanischen Verhalten und in ihrer Nitrierbarkeit sind beide Werkstoffe gleichwertig. Ein gewisser Vorteil des Mo-freien Stahles scheint in einer besseren Bearbeitbarkeit zu liegen. Zusammenfassend kann gesagt werden, daß eine genügend große Anzahl Mo-freier Vergütungs- und Nitrierstähle für alle Festigkeitsbereiche und Wandstärken zum Austausch der bisherigen Mo-haltigen zur Verfügung steht.

[5]) *E. Theis, Diss., Techn. Hochschule Berlin, 1940.*

Warmfeste und hitzebeständige Stähle

Diese Werkstoffe kommen in erster Linie für Ventile und Ventilsitzringe und für Auspuffsammler in Frage.

Für die mechanisch und thermisch sehr hochbeanspruchten Auslaßventile, die außerdem korrosionsfest gegenüber den Verbrennungsgasen sein müssen, wurde mit bestem Erfolg ein austenitischer hochlegierter Cr-Ni-W-Stahl nach folgender Zusammensetzung gewählt: 0,2—0,4 C, 0,6—1 Mn, 1,2 bis 2,5 Si, 12—15 Ni, 14—17 Cr, 2—3 W. Im Bestreben, die Sparstoffgehalte herunterzusetzen ohne die Anforderungen senken zu müssen, wurde ein Stahl folgender Zusammensetzung entwickelt: 0,4—0,5 C, 0,8—1,5 Mn, 2,2—3,0 Si, 18—20 Cr, 8—10 Ni, 0,8—1,5 W.

Für Ventilsitzringe, an die ebenfalls gewisse Anforderungen an Warmfestigkeit gestellt werden, wurden früher hochnickelhaltige Stähle verwendet. Sie wurden mit gutem Erfolg durch einen austenitischen Mn-Stahl mit etwas Chromzusatz sowie einen übereutektoiden Cr-Stahl ausgetauscht.

Die bekannten 18/8 Cr-Ni-Stähle bzw. ein ferritischer Chromstahl mit Niob und Tantalzusatz wurden bis vor kurzem ausschließlich für Auspuffsammler benutzt, da sie korrosionsfest sind und sich gut kaltverformen und schweißen lassen. Diese Stähle können je nach Bauart durch ferritische Cr-Si-Al-Stähle, durch einen austenitischen Cr-Mn-Stahl mit geringem C-Gehalt oder auch durch inkromiertes (BDS-Inkromverfahren der Metalldiffusionsgesellschaft Düsseldorf) Tiefziehblech ausgetauscht werden.

Zusammenfassung

Der deutsche Flugmotorenbau hat sich schon seit einer Reihe von Jahren weitgehend auf sparstoffarme Stähle umgestellt. Durch sorgfältige Anpassung der Eigenschaften der neuen Baustähle auf Verarbeitung, Gestaltung und Betriebsbeanspruchung konnte die Umstellung von den Cr-Ni-Stählen auf Cr-Mo-Stähle selbst bei höchstbeanspruchten Teilen ohne Störung vollzogen werden. Dank der von den Stahlerzeugern und den Forschungsanstalten geleisteten Vorarbeit stehen sowohl auf dem Gebiet der Einsatzstähle, der Vergütungs- und Nitrierstähle und auch den sonstigen Sonderstählen neue Baustoffe zur Verfügung, die ohne besondere Schwierigkeiten und ohne Leistungseinbuße den Austausch vollziehen lassen.

Zahlentafel 6
Biegewechselfestigkeiten an Umlaufbiegestäben 6,5 ⌀ aus Mo-haltigen im Vergleich zu Mo-freien Vergütungs- bzw. Nitrierstählen

	Flieg-werkstoff	Vergütung σ_B kg/mm²	Nur vergütet				Nitriert 45 Std. 500° C			
			glatt		gekerbt*)		glatt		gekerbt*)	
			σ_{WB} kg/mm²	$\frac{\sigma_{WB}}{\sigma_B}$	σ_{WBK} kg/mm²	$\frac{\sigma_{WBK}}{\sigma_B}$	σ_{WB} kg/mm²	$\frac{\sigma_{WB}}{\sigma_B}$	σ_{WBK} kg/mm²	$\frac{\sigma_{WBK}}{\sigma_B}$
Mo-haltige	1452	88	± 44	0,50	± 23	0,26				
	1455	110	± 56	0,51	± 27	0,25				
	1456 (1470)	119	± 57	0,48	± 26	0,22	± 73	0,61	± 60	0,50
	1458	170	± 62	0,36	± 47	0,28				
Mo-freie	1253	100	± 50	0,50	± 29	0,29				
	1310	101	± 50	0,50	± 30	0,30				
	1610	112	± 54	0,48	± 30	0,27				
		162	± 68	0,42	± 42	0,26				
	1620 (1473)	117	± 54	0,46	± 34	0,29	± 64	0,55	± 47	0,40

*) *Kreiskerbe mit 0,5r.*



PK-Aufnahme: Kriegsberichter Striemann (PBZ)

Nach dem Feindeinsatz unserer Kampfflieger werden die Fallschirme von Zeit zu Zeit entfaltet und geprüft

Der Fallschirmabsprung aus großen Höhen

von Dr. H. W. ROMBERG, Berlin-Adlershof

Durch die ständige Zunahme der Flughöhen ist die Frage des Fallschirmabsprunges aus großen Höhen derart wichtig geworden, daß eine eindringliche Beschäftigung mit diesem Problem notwendig erscheint. Grundsätzlich muß zwischen dem Fallschirmabsprung mit und ohne Sauerstoffgerät unterschieden werden; da der Fallschirmabsprung mit Sauerstoffgerät jedoch im wesentlichen eine Frage der Geräteentwicklung ist und kaum medizinische Probleme bietet, soll auf diesen hier nur soweit unbedingt nötig eingegangen werden.

Der Fallschirmabsprung ohne Sauerstoffgerät aus großen Höhen ist schon oft Gegenstand von Erörterungen gewesen, jedoch wurde die Frage im allgemeinen rein theoretisch behandelt. Für eine genaue Beschäftigung mit den aus dem Fallschirmabsprung sich ergebenden Problemen ist als Grundlage die Berechnung der Zeiten erforderlich, die der Fallschirmspringer bis zum Erreichen des Erdbodens benötigt, und zwar ist es notwendig, die Zeiten für den Fall mit entfaltetem und mit nicht entfaltetem Schirm zu berechnen, denn gerade die Frage, ob der Fallschirmspringer unmittelbar nach dem Absprung den Schirm ziehen oder sich durchfallen lassen und erst in tieferen Luftschichten den Schirm ziehen soll, steht im Vordergrund des Interesses.

Um Verwechslungen und Irrtümer zu vermeiden, soll hier beim Absprung mit entfaltetem Schirm immer von Sinkzeit bzw. Sinkgeschwindigkeit, bei nicht entfaltetem Schirm von Fallzeit bzw. Fallgeschwindigkeit gesprochen werden. Die Sink- und Fallzeiten bzw. -geschwindigkeiten sind in Zahlentafel 1 und 2 zusammengestellt.

Von den berechneten Werten interessiert im Rahmen dieser Arbeit besonders die Zeit, in welcher der Mensch wieder Höhen erreicht, in denen eine ausreichende Sauerstoffversorgung vorhanden ist.

Vor dem Beginn der praktischen Versuche wurde auch von uns des öfteren die bekannte Frage diskutiert: Was ist zweckmäßiger, Ziehen oder Durchfallenlassen? Die theoretischen Überlegungen mußten zu folgenden Ergebnissen führen: Verläßt der Fallschirmspringer in 12 000 m das Flugzeug und zieht sofort ab, d. h. nach wenigen Sekunden den Schirm, dann wird er sehr bald höhenkrank, und zwar voraussichtlich nach ungefähr 1/2 bis 1 Minute. Eine Verlängerung der Zeitreserve durch intensive Sauerstoffatmung bis zum Trennen vom Atemgerät beim Verlassen des Flugzeuges und sodann möglichst langes Atemanhalten während des Absprunges wird in den meisten Fällen infolge der körperlichen Arbeit beim Aussteigen und der vorhandenen Erregung unmöglich sein bzw. vergessen werden. Nach 1 Minute Sinkzeit ist eine Höhe von etwa 11 km erreicht, es wird allerschwerste Höhenkrankheit eintreten, die im Laufe der nächsten Minuten zum Tode führen kann. Im günstigen Falle wird in etwa 6 km Höhe die Sauerstoffversorgung allmählich so weit ausreichend, daß eine weitere Gefährdung nicht mehr besteht und die Höhenkrankheit allmählich nachläßt. Ob allerdings bis zur Landung das Bewußtsein wiedergekehrt ist, erscheint fraglich. Wenn auch nicht unbedingt mit einem tödlichen Ausgang zu rechnen ist, muß doch an die Möglichkeit schwerster Schädigungen durch Sauerstoffmangel gedacht werden. Eine Nachahmung der tatsächlichen Verhältnisse im U-Kammer-Versuch würde also unmöglich sein, vielmehr müßte man sich damit begnügen, den Zeitpunkt des Eintritts der Höhenkrankheit festzuhalten und dann bei Schriftauflösung

Zahlentafel 1

Höhe km	Durchschnitts-sinkgeschwindigkeit V m/s	Sinkzeit für 1000 m in s	Gesamtsinkzeit in min
12—11	13,2	75,8	1 min 15,8 s
11—10	12,3	81,3	2 „ 37,1 „
10— 9	11,5	86,9	3 „ 58,4 „
9— 8	10,8	92,6	5 „ 31,1 „
8— 7	10,2	98,0	7 „ 9 „
7— 6	9,6	104,2	8 „ 53,2 „
6— 5	9,1	110,0	10 „ 43,2 „
5— 4	8,6	116,3	12 „ 39,5 „
4— 3	8,2	122,0	14 „ 41,5 „
3— 2	7,8	128,2	16 „ 49,7 „
2— 1	7,4	135,1	19 „ 4,8 „
1— 0	7,1	140,8	21 „ 25,6 „

Zahlentafel 2

Höhe km	Durchschnitts-fallgeschwindigkeit V m/s	Fallzeit für 1000 m in s	Gesamtfallzeit in s
12—11	107	9,4	
11—10	99	10,1	19,5
10— 9	92	10,9	30,4
9— 8	86	11,6	42,0
8— 7	81	12,3	54,3
7— 6	76	13,2	67,5
6 — 5	72	13,9	81,4
5— 4	68	14,7	96,1
4— 3	65	15,4	11,5
3— 2	62	16,0	127,5
2— 1	60	16,6	144,1
1— 0	57	17,5	161,6

oder drohendem Kollaps sofort Sauerstoff zu geben und den Versuch abzubrechen.

Die andere Möglichkeit: Der Fallschirmspringer verläßt das Flugzeug in 12 000 m Höhe und läßt sich durchfallen. In diesem Fall wird er wahrscheinlich etwas höhenkrank, verliert vielleicht sogar das Bewußtsein, aber wacht zwischen 6 und 4 km Höhe wieder auf und zieht den Schirm. Die Fallzeiten sind hierbei so kurz, daß es möglich sein muß, diese Versuche den tatsächlichen Verhältnissen entsprechend in der U-Kammer nachzuahmen.

Wie so oft, gibt es auch hier zwischen den beiden eben angedeuteten Wegen noch einen mehr oder weniger goldenen Mittelweg, nämlich: Der Fallschirmspringer läßt sich so lange durchfallen, bis er die beginnende Höhenkrankheit merkt und zieht dann den Schirm. Ob dieser Weg wesentliche Vorteile bringen würde, ließ sich vor Beginn der praktischen Versuche nicht beurteilen.

Die in Zahlentafel 1 und 2 angegebenen Zeiten bedürfen noch einer kurzen Erklärung. Bei der Berechnung der Sinkzeit wurde ein Gewicht von 100 kg am normalen Rettungsfallschirm zugrunde gelegt; dieses Gewicht dürfte in der Praxis auch mit Ausrüstung und schwerer Kleidung nur selten erreicht werden, so daß sich also die Zeiten noch verlängern würden. Bei der Berechnung der Fallzeiten wurde eine Geschwindigkeit von 200 km/h in Bodennähe angenommen, ungefähr die geringste Geschwindigkeit, die der Mensch im Fallen erreicht und die geringes Körpergewicht und verhältnismäßig großen Luftwiderstand durch Kleidung zur Voraussetzung hat. In der Praxis würden sich diese Zeiten also meist noch etwas verkürzen.

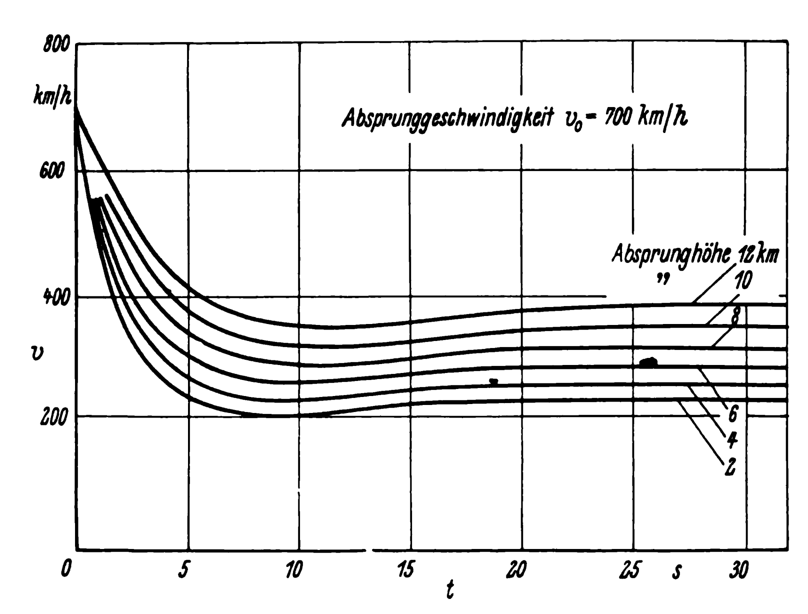


Abb. 1. Änderung der Geschwindigkeit beim Fallschirmabsprung in verschiedenen Höhen bei 700 km/h Absprunggeschwindigkeit

Ferner sind in Zahlentafel 1 und 2 auch für 12 bis 11 km die jeweils in den betreffenden Höhenstufen erreichten Endgeschwindigkeiten angegeben, so daß für die Versuche noch eine Korrektur notwendig ist. Der Fallschirmspringer fällt vor dem Ziehen des Schirmes noch 3 bis 5 s lang und verliert dabei etwa 100 m Höhe, wodurch er etwa 7 s gegenüber den in Zahlentafel 1 angegebenen Zeiten spart. In Zahlentafel 2 dagegen müssen zu den errechneten Zeiten noch ungefähr 5 s zugegeben werden, da der Fallschirmspringer die Endgeschwindigkeit von 107 m/s erst nach 11 s erreicht hat. Bei den praktischen Versuchen wurden diese Änderungen der Zeiten berücksichtigt. Diese Abweichungen sind verhältnismäßig gering und spielen keine Rolle gegenüber den Schwankungen, die durch die Fluglage im Moment des Absprunges hervorgerufen werden. Beim Horizontalflug mit 700 km/h Geschwindigkeit erreicht der Mensch die Endgeschwindigkeiten gemäß den in Abb. 1 dargestellten Kurven.

Beim Absprung aus einem abstürzenden Flugzeug oder beim stark gedrückten Flug können zu Anfang Fallgeschwindigkeiten von 600 bis 800 km vorhanden sein. Es soll jedoch nicht Sinn der Versuche sein, alle diese Möglichkeiten genau zu berechnen und zu berücksichtigen, es sollen vielmehr in großen Zügen die Verhältnisse beim Absprung mit entfaltetem und nicht entfaltetem Schirm gegenübergestellt werden.

Durchführung der Versuche

Nach Beendigung des Aufstieges blieben der Versuchsleiter und der Vm eine Zeitlang in 12 000 m (entspr. 144,6 mm Hg). Sauerstoff wurde aus dem üblichen Unterdruckautomaten mit Atemmaske geatmet. Auf dichten Sitz der Maske wurde besonders geachtet, um einen etwa vorhandenen stärkeren Sauerstoffmangel festzustellen, der Puls kontrolliert.

Dann machte der Vm drei Kniebeugen, nahm die Maske ab und machte ohne Sauerstoff nochmals drei Kniebeugen. Diese Anordnung wurde gewählt, um die beim Verlassen des Flugzeuges notwendige körperliche Arbeit nicht zu vernachlässigen und um auf diese Weise ein allzulanges Atemanhalten unmöglich zu machen. Nach Beendigung der sechsten Kniebeuge wurde der Abstieg begonnen, der von außen auf Grund der errechneten Fall- bzw. Sinkgeschwindigkeiten mit Hilfe der Stoppuhr und des Variometers gesteuert wurde. Der Vm begann sofort nach Beendigung der sechsten Kniebeuge den Zahlenschreibtest und vermerkte außerdem die am Höhenmesser abgelesenen Höhen von Kilometer zu Kilometer. Durch den Arzt wurde der Puls kontrolliert und der körperliche Zustand beobachtet. Bei Schriftauflösung oder drohendem Kollaps wurde O_2 gegeben. Daß bei den erheb-

Zahlentafel 3. Sinkversuche

Vm	Versuchsanordnung vor Beginn des Abstieges	Auftreten von Höhenkrankheit (H)	Versuchsende
1. Ro	3 Kniebeugen, 0_2 ab, 3 Kniebeugen	nach 53 s schwerste H mit Bewußtlosigkeit, Atemlähmung, stärkster Cyanose	in 11,3 km Sauerstoffgabe und schneller Abstieg wegen schwerster H
2. Wi	3 Kniebeugen, 0_2 ab, 3 Kniebeugen	nach 40 s schwerste H mit Bewußtlosigkeit und stärkster Cyanose	in 11,4 km Sauerstoffgabe und schneller Abstieg wegen schwerster H
3. Sch	4 Kniebeugen, 0_2 ab, 3 Kniebeugen	nach 50 s schwerste H mit Bewußtlosigkeit und stärkster Cyanose	in 11,3 km Sauerstoffgabe und schneller Abstieg wegen schwerster H

lichen Fallgeschwindigkeiten eine ungestörte Tubendurchgängigkeit notwendig war, ist selbstverständlich.

Ergebnisse der Versuche

Die Ergebnisse der Versuche sind in den Zahlentafeln 3 und 4 zusammengestellt. Der Sinkversuch konnte in keinem Falle bis zu Ende durchgeführt werden, da meist schon in einer Höhe von etwa 11,4 km Sauerstoffgabe und damit der Versuchsabbruch notwendig war. Die in Unterdruckkammer-Versuchen und bei der Bearbeitung der Höhenunfälle gesammelten Erfahrungen geben die Gewißheit, daß bei dem Unterfangen ohne Sauerstoffgabe den Versuch bis zu Ende durchzuführen, allerschwerste Zwischenfälle oder sogar Todesfälle eingetreten wären.

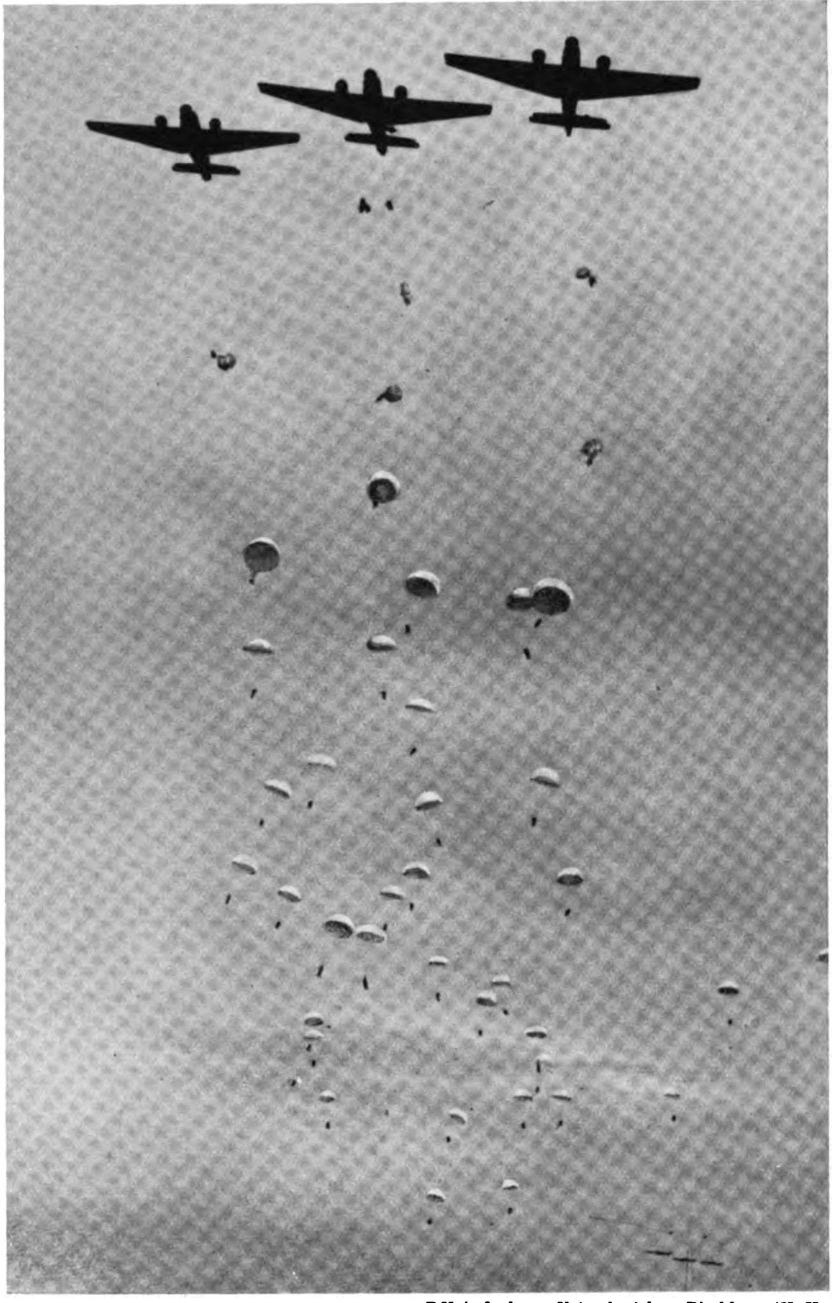
Bei den Fallversuchen kam es nur in vereinzelten Fällen zu Höhenkrankheit mit Bewußtlosigkeit. Die Zahlenreihen wurden im allgemeinen mit nur vereinzelten Fehlern geschrieben (Abb. 2 und 3), und der größte Teil der Vm war

Abb. 2 (rechts oben). Fallversuch (9 Vm Ru): Leichteste Höhenkrankheit zwischen 9 und 8 km Höhe

Abb. 3 (rechts). Fallversuch (4 Vm Ro): Mittlere Höhenkrankheit zwischen 8 und 7 km Höhe mit schneller Erholung

Zahlentafel 4. Fallversuche

Vm	Versuchsanordnung vor Beginn des Abstieges	Auftreten von Höhenkrankheit (H)	Versuchsende
1. Sch	0_2 ab, 4 Kniebeugen in 10 s	11 km Hitzegefühl, 10—8 km leichte H, 6 km Erholung	in 4 km
2. Ro	0_2 ab, 3 Kniebeugen in 10 s	10 km Hitzegefühl und leichte H, 8 km Besserung, 6 km völlig erholt	in 4 km
3. Be	7 Kniebeugen, 0_2 ab, 3 Kniebeugen	10 km schwere H mit Bewußtlosigkeit	in 10 km Sauerstoffgabe wegen schwerer H
4. Ro	3 Kniebeugen, 0_2 ab, 3 Kniebeugen	8 km mittlere H und Gekritzel, 6 km Erholung, 4 km völlig normal	in 4 km
5. Be	0_2 ab, 3 Kniebeugen	9 km schwere H mit Bewußtlosigkeit	in 9 km Sauerstoffgabe wegen schwerer H
6. Wi	3 Kniebeugen, 0_2 ab, 3 Kniebeugen	keine H, keine Schreibfehler	in 4 km
7. Ru	3 Kniebeugen, 0_2 ab, 3 Kniebeugen	9,5 km schwere H	in 9,5 km Sauerstoffgabe wegen schwerer H
8. Sch	3 Kniebeugen, 0_2 ab, 3 Kniebeugen	leichteste H, 1 Schreibfehler in 8 km	in 6 km wegen stärkster Schmerzen in den Nebenhöhlen
9. Ru	3 Kniebeugen, 0_2 ab, 3 Kniebeugen	9—8 km leichte H, 2 Schreibfehler	in 4 km



PK-Aufnahme: Kriegsberichter Bischhaus (H. H.)

Ein Bild vom kühnen Einsatz unserer Fallschirmjäger am Isthmus von Korinth. Welle auf Welle sprang in den Morgenstunden des 26. April 1941 am Kanal von Korinth ab und überraschte den Engländer in seinen Feuerstellungen

während der ganzen Fallzeit zu einer klaren Beurteilung fähig. Die Furcht, es könnte vielleicht so schwere Höhenkrankheit eintreten, daß im Ernstfall das Ziehen des Schirmes unterlassen werden würde, erwies sich als unbegründet.

Wenn in den Fällen mit Höhenkrankheit und Bewußtlosigkeit vor Beendigung des Versuches Sauerstoff gegeben wurde, so besonders deswegen, weil in der Bewußtlosigkeit bei den großen Abstiegsgeschwindigkeiten wahrscheinlich Trommelfellzerreißungen eingetreten wären, was man beim Versuch naturgemäß gern vermeidet. Beim wirklichen Fallschirmabsprung müßte ein Trommelfellriß unter Umständen schon mal in Kauf genommen werden, und die starken Schmerzen, die bei fehlendem Druckausgleich entstehen, würden das Aufwachen aus der Bewußtlosigkeit beschleunigen. Es ist uns z. B. ein Flugunfall bekannt, bei dem der Flugzeugführer infolge schwerer Höhenkrankheit das Bewußtsein verlor und aus der abstürzenden Maschine durch das Kabinendach herausgeschleudert wurde. In etwa 1500 m Höhe erwachte er durch starke Schmerzen in den Ohren und Nebenhöhlen und zog dann den Schirm.

Der Mittelweg, das Ziehen bei beginnender Höhenkrankheit, wurde in der Form berücksichtigt, daß jeder Vm bei den Fallversuchen angeben sollte, wann er den richtigen Augenblick zum Ziehen für gekommen hielt. Es zeigte sich jedoch, daß die wenig höhenfesten Vm derart plötzlich von der Höhenkrankheit überrascht wurden, daß sie praktisch niemals mehr zum Ziehen des Schirmes gekommen wären, und die höhenfesteren das Durchfallen vorzogen.

Besprechung der Ergebnisse

Aus den beschriebenen Ergebnissen geht klar das zweckmäßigste Verhalten beim Fallschirmabsprung aus großen Höhen ohne Sauerstoffgerät hervor, nämlich den Schirm erst dann ziehen, wenn keine Gefährdung durch Sauerstoffmangel vorhanden ist, also unterhalb 6 km Höhe. Niemand von denen,

12000 m O_2: 1000, 999, 998, 997, 996, 995,
O_2 ab: 994, 993, 992, 991, 990, 989
988, 987, 986, 486, 985,

Abb. 4. Sinkversuch (2 Vm Wi): Schlagartig einsetzende schwerste Höhenkrankheit nack 40 s

die diese Versuche selbst mitgemacht haben, hatte irgendwelche Zweifel, wie er sich im Ernstfall verhalten würde. Die bei den Sinkversuchen auftretende Höhenkrankheit war derart schwer, daß man im Ernstfall kaum auf einen glücklichen Ausgang hoffen könnte. Um die Art des Auftretens und den Grad der Höhenkrankheit zu zeigen, werden im folgenden die drei Sinkversuche genau geschildert:

1. Vm Ro. Nach Absetzen der Maske wurde möglichst lange der Atem angehalten. Nach 30 s Beginn der Atmung, gleich darauf Gefühl der beginnenden Höhenkrankheit, das noch dem Versuchsleiter angegeben wurde. Dann Aussetzen der Erinnerung. Objektiv zeigte sich gleich nach Beginn der Atmung eine starke Cyanose, die sich ständig weiter verstärkte. Bei 50 s wurde Gefühl der Höhenkrankheit angegeben, gleich darauf hörte Vm auf zu schreiben. Nach 53 s Sauerstoffgabe (Höhe 11,3 km). Atemstillstand, schwerste Cyanose und Bewußtlosigkeit bis 70 s. Währenddessen schneller Abstieg und Anblasen mit Sauerstoff (Druck auf den Atembeutel). Wiedererwachen und Erholung nach 80 s (Höhe 8 km). Bis zum Erreichen von Bodenhöhe gab Vm noch ein Gefühl des „Durchgedrehtseins" an und machte auch einen etwas verwirrten Eindruck.

2. Vm Wi. Nach Absetzen der Maske wurde möglichst lange der Atem angehalten, dann Atemnot und nach etwa 25 s Beginn der Atmung. Druckgefühl im Kopf und Eindruck des Auf- und Niederschwankens der Kammer, dann Bewußtseinsverlust. Objektiv nach 39 s Aufhören mit

Schreiben (Abb. 4), starke Cyanose, Krämpfe, Sauerstoffgabe nach 40 s (Höhe 11,4 km), Eintritt der Bewußtlosigkeit. Beschleunigter Abstieg und Anblasen, schnelle Erholung; nach 50 s (Höhe 9 km) völlig erholt.

3. Vm S c h. Nach Absetzen der Maske wurde der Atem 30 s angehalten. Nach Beginn der Atmung zuerst kein Gefühl der Höhenkrankheit, dann schlagartiges Einsetzen und Bewußtseinsverlust. Objektiv zeigte sich nach den ersten Atemzügen ständig zunehmende Cyanose, nach 48 s Gekritzel und nach 50 s Krämpfe und Bewußtlosigkeit. Nach Sauerstoffgabe und schnellem Abstieg rasche Erholung nach insgesamt 60 s.

In allen drei Fällen trat die Höhenkrankheit geradezu blitzartig auf und wurde kaum von den Vm bemerkt, trotzdem alle Vm sie aus eigener Erfahrung genau kennen. Da die Höhenkrankheit jedesmal in 11,4 bis 11,3 km auftrat, würde im Ernstfall mit den schwersten Folgen zu rechnen sein, denn bis zum Erreichen von 6 km Höhe vergeht eine Zeit von über 8 Minuten, von 4 km Höhe eine Zeit von fast 12 Minuten.

Wegen des derart frühen und schweren Auftretens der Höhenkrankheit wurden Sinkversuche mit den Vm, die sich im Fallversuch schon als wenig höhenfest erwiesen hatten, nicht vorgenommen.

Völlig anders war das Bild der Höhenkrankheit bei den Fallversuchen. In der Mehrzahl der Fälle ist sie überhaupt nicht oder nur ganz leicht aufgetreten. Es war außerordentlich interessant sowohl im Selbstversuch wie bei den anderen Vm zu beobachten, wie sich im Fallversuch geradezu ein Wettlauf mit der Höhenkrankheit entwickelte, bei dem der Fallschirmspringer mit einer kleinen Vorgabe, der durch Atemanhalten verlängerten Zeitreserve, startete und diesen Vorsprung während der entscheidenden Zeit zwischen 12 und 8 km Höhe in den meisten Fällen halten konnte. Sehr bemerkenswert war bei den Versuchen die Festsellung, daß bei den leicht höhenkranken Vm bereits in 8 km Höhe eine deutliche Erholung einsetzte, also in einer Höhe, in der im Höhenlagenversuch nach wenigen Minuten schwere Höhenkrankheit einsetzt. Eine genauere Nachprüfung dieser Verhältnisse durch Verweilen in dieser Höhe nach vorangegangenem Fallversuch ist noch erforderlich, geht aber über den Rahmen dieser Arbeit hinaus.

Wenn auch in der Mehrzahl der Versuche der Fallversuch sehr erfreulich im Hinblick auf die Verhältnisse der Praxis verlief, so trat doch immerhin in drei Fällen schwere Höhenkrankheit auf, und es liegt der Einwand sehr nahe, daß in solchen Fällen beim wirklichen Fallschirmabsprung der Springer das Bewußtsein überhaupt nicht oder erst dann wiedererlangen könnte, wenn es zum Ziehen des Schirmes bereits zu spät wäre. Es sei immerhin noch besser, schwer höhenkrank mit entfaltetem Schirm herunterzukommen, als durch den Aufschlag getötet zu werden. Hiergegen ist folgendes zu erwidern: Nur in Fällen abnorm geringer Höhenfestigkeit, wie sie infolge der Fliegerauslese bei Höhenfliegern kaum noch zu finden sein dürften, kann man an diese Möglichkeit denken. Es läßt sich jedoch mit absoluter Sicherheit nach diesen Versuchen und den sonstigen Erfahrungen voraussagen, daß niemand von diesen die Sinkzeit von 12 bis 8 km überleben würde.

Auch der Mittelweg, den Schirm beim Gefühl der kommenden Höhenkrankheit zu ziehen, würde in diesem Fall kaum Rettung bringen können. Wenn wirklich einmal ein besonders wenig Höhenfester beim Gefühl der drohenden Höhenkrankheit oder des Kollapses den Schirm ziehen würde — meist wird er von ihr überrumpelt und kommt nicht mehr dazu — könnte er kaum damit seine Lage verbessern. Gerade bei ihm würde besonders schwere Höhenkrankheit oder ein schwerer Kollapszustand eintreten, der während der langen Sinkzeit nicht ungefährlich wäre.

Allgemein auch für die Sinkversuche ist noch zu berücksichtigen, daß der am Fallschirm hängende Mensch sich ja in senkrechter, also für einen Kollabierten sehr ungünstigen Lage befindet. Der Kreislauf des fallenden Menschen dagegen bleibt von der Schwerkraft fast unbeeinflußt, ein Umstand, der einem Kollaps entgegenwirkt. Im übrigen fällt der Mensch natürlich nicht in senkrechter oder einer anderen bestimmten Lage, sondern dreht und überschlägt sich ständig. Daß hierdurch keine schädlichen Wirkungen auftreten, beweisen die besonders von sowjetischer Seite gemachten Versuche. Die ständige Lageänderung während des Fallens ist sicher von unangenehmen Wirkungen dadurch ziemlich frei, daß der Einfluß der Schwerkraft auf den Magen fortfällt.

Bisher ist der Fallschirmabsprung erst unter dem Gesichtspunkt des Sauerstoffmangels betrachtet worden. Es kommt aber noch ein zweiter sehr wesentlicher Faktor hinzu, nämlich die Kälte. In Höhen von 12 km herrschen Temperaturen von rund 50° C, denen der Fallschirmspringer ausgesetzt ist. Es ist nicht gleichgültig, ob diese niedrigen Temperaturen — erst unterhalb 3000 m werden im Sommer Temperaturen über dem Gefrierpunkt erreicht — 111 s, also 2 Minuten, oder 881 s, also rund 15 Minuten, einwirken. Schwere Erfrierungen können die Folge sein, zumal der Sauerstoffmangel die Gefahr der Erfrierung wesentlich vergrößert. Der Kälteschutz des Fallschirmspringers wird fast immer ungenügend sein, denn mit der besseren Beheizung der Flugzeugkabinen wird das Fliegen mit elektrischen Heizkombinationen und Sommerkombinationen immer mehr das Fliegen mit den schweren Pelzkombinationen verdrängen. Das Gesicht ist ohnehin niemals gegen Kälte geschützt, und die Pelzstiefel werden sehr häufig durch den Luftstrom ausgezogen.

Noch ein Umstand spricht dafür, bei den Fallschirmabsprüngen aus großen Höhen das sofortige Ziehen des Schirmes zu unterlassen. In der langen Zeit, die er bis zum Erreichen der Erde benötigt, könnte der Fallspirmspringer sehr weit durch den Wind verweht und z. B. auf das Meer hinausgetrieben werden. Ist der Fallschirm noch nicht entfaltet, so hat der Springer bis zu einem gewissen Grade die Möglichkeit, durch früheres oder späteres Ziehen sich seinen Landeplatz auszusuchen. Die beiden letzten Gesichtspunkte sind auch für den Fallschirmabsprung mit Sauerstoffgerät zu berücksichtigen.

Zusammenfassend ist also festzustellen: Der Fallschirmabsprung aus Höhen bis 12 000 m ist als ungefährlich anzusehen, wenn mit dem Ziehen des Schirmes bis zum Erreichen von Höhen unter 8 bis 6 km gewartet wird. Beim sofortigen Ziehen des Schirmes ist mit allerschwerster Höhenkrankheit und ernsten Gesundheitsschäden durch Sauerstoffmangel und Kälte, sicher auch mit Todesfällen zu rechnen. Eine Anweisung des fliegenden Personals über das Verhalten beim Fallschirmabsprung aus großen Höhen in diesem Sinne erscheint erforderlich.

Zusammenfassung

Unterdruckkammerversuche über die Frage des Fallschirmabsprunges aus 12 km Höhe beweisen eindeutig, daß beim Ziehen des Schirmes sofort nach dem Absprung mit schwerster oder sogar tödlicher Höhenkrankheit zu rechnen ist. Läßt sich der Fallschirmspringer dagegen bis in Höhen durchfallen, in denen keine Gefährdung durch Sauerstoffmangel besteht, so tritt keine oder nur kurzzeitige Höhenkrankheit auf. Außer dem Sauerstoffmangel gefährdet besonders die Kälte den Fallschirmspringer.

„Was die Front opfert, das kann überhaupt durch nichts vergolten werden. Aber auch das, was die Heimat leistet, muß vor der Geschichte dereinst bestehen können!“

Adolf Hitler zur Eröffnung des Kriegswinterhilfswerks 1941/42



Bemerkungen zu den Bauvorschriften für Flugmotoren (BVM) Heft 1: Begriffsbestimmungen für Flugmotoren

Ausgabe Juli 1941

von Fliegerstabsingenieur ERNST ADOLF REUSSNER und Dipl.-Ing. WILHELM GEH, Berlin

Anläßlich der Herausgabe der „Begriffsbestimmungen für Flugmotoren" als rechtsverbindliche Vorschriften im Rahmen der Bauvorschriften für Flugmotoren (BVM) werden zusammenfassende Angaben über Entwicklung und Inhalt dieser Vorschriften gemacht; ferner wird auf einige Gesichtspunkte für den Ausbau der Vorschriften hingewiesen.

Entwicklung der Begriffsbestimmungen

Im Rahmen der Bauvorschriften für Prüfung und Abnahme von Luftfahrtgerät sind als Heft 1 der Bauvorschriften für Flugmotoren (BVM) die Begriffsbestimmungen für Flugmotoren, Ausgabe Juli 1941, für verbindlich erklärt worden. Damit sind die schon vor einer Reihe von Jahren begonnenen Bemühungen von verschiedenen Seiten[1]) für den Flugmotor klare Begriffe zu formen und allgemein einzuführen zu einem gewissen Abschluß gelangt.

Ein erster Entwurf zu den jetzt vorliegenden Begriffsbestimmungen wurde im Jahre 1938 ausgearbeitet und einem begrenzten Kreise von Sachverständigen zugänglich gemacht. In Zusammenarbeit mit einer ganzen Reihe von Sachverständigen aus Forschung und Industrie sowie den entsprechenden Luftwaffendienststellen wurden dann weitere Entwürfe aufgestellt, wobei die eingegangenen Änderungswünsche weitgehende Berücksichtigung fanden. Die nun für verbindlich erklärte Ausgabe Juli 1941 der Begriffsbestimmungen enthält daher im wesentlichen in der Praxis eingeführte Begriffe. Daneben mußten zur Behebung von Unklarheiten und Widersprüchen eine Reihe von Begriffen in ihrer Bedeutung geändert und einige neue Begriffe geformt werden. Besonderer Wert wurde auf die Klarheit aller grundsätzlichen Begriffe gelegt, um so Fehlermöglichkeiten bei der Auslegung der in die Einzelheiten gehenden Begriffe nach Möglichkeit auszuschalten. Es wurde daher absichtlich mancher Begriff festgelegt, der bei oberflächlicher Betrachtung als bekannt vorausgesetzt werden könnte. Soweit in den Normen bereits Begriffsbestimmungen enthalten sind, wurden diese ungeändert übernommen.

Zweck der Begriffsbestimmungen

Die sprunghafte Entwicklung des gesamten Motorenwesens und insbesondere des Flugmotorenbaues der letzten Jahre, an der die Fortschritte in der theoretischen Erkenntnis auf

[1]) *Siehe z. B. H. Oestrich, Zeitschrift f. Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt, Jahrgang 24 (1933) Nr. 14 S. 393 u. ff. und F. A. F. Schmidt, Luftfahrtforschung Bd. 15 (1938) S. 368 u. ff.*



Daimler-Benz-Werkbild

Fertigung von Daimler-Benz-Flugmotoren. Um geringe Abnutzung in den Zylinderlaufbahnen zu erhalten, ist feinste Oberflächengüte der Laufbahnen notwendig. Das Bild zeigt eine Reihe von Honmaschinen zum Zwecke der Feinbearbeitung der Zylinderlaufbahnen

allen damit zusammenhängenden Teilgebieten wie Thermodynamik, Strömungslehre usw. ebenso wie die Fortschritte konstruktiver und fertigungstechnischer Art beteiligt sind, führt bei allen Stellen, die mit Bau und Betrieb von Motoren zu tun haben, zu einer solchen Verfeinerung der Aufgabenzuteilung für den einzelnen, daß diesem die Übersicht über das Ganze erschwert oder gar unmöglich wird. Verstärkt wird dieser Vorgang dadurch, daß sowohl der Forschung und Entwicklung als auch der Herstellung und besonders dem Betrieb der Flugmotoren bei der Truppe ständig neue Kräfte zufließen, welche teils aus anderen Zweigen der Technik, teils aus solchen Berufen stammen, die der Technik gänzlich fremd sind. Neben der genauen Kenntnis des eigenen Aufgabenbereiches ist aber die Übersicht über die benachbarten Aufgaben und über das gesamte Gebiet zur erfolgreichen Zusammenarbeit dringend erforderlich. Voraussetzung hierfür ist eine Verständigungsmöglichkeit zwischen allen Beteiligten, die jedoch nur bei einheitlicher Betrachtungs- und Ausdrucksweise, bei einheitlichen und eindeutigen Begriffen gegeben ist. Solange die genannten Voraussetzungen nicht erfüllt sind, werden sich Mißverständnisse, Doppelarbeit und Fehler nicht ausmerzen lassen.

Die Begriffsbestimmungen für Flugmotoren sollen nun als Teil der Bauvorschriften für Flugmotoren die Grundlage für eine einheitliche Ausrichtung aller Stellen, die sich mit dem Bau und der Prüfung von Flugmotoren beschäftigen, bilden und auf diesem Wege zur raschen und sicheren Verständigung aller überhaupt mit dem Flugmotor sich befassenden Stellen beitragen. Um dieses Ziel erreichen zu können, ist es unbedingt erforderlich, daß die Begriffsbestimmungen von allen Beteiligten einheitlich angewendet werden, auch wenn der eine oder andere Begriff von bisher gewohnten Begriffen oder Auffassungen abweicht.

Umfang und Gliederung der Begriffsbestimmungen

Begriffsbestimmungen können ihren Zweck nur dann erfüllen, wenn sie eindeutig sind. Um dies zu erreichen, müssen alle zur Bestimmung eines Begriffes nötigen Grundlagen entweder bereits allgemein einheitlich angewendet oder aber in den Begriffsbestimmungen ausdrücklich festgelegt sein. Die Betrachtung der Motorenbegriffe zeigt leider, daß viele allgemein gebräuchlichen Begriffe, welche als Grundbegriffe anzusehen sind, verschieden ausgelegt werden.

So werden z. B. die heute üblichen Verbrennungsmotoren für Kraft- und Luftfahrzeuge meist nach „Ottomotoren" und „Dieselmotoren" unterschieden; zur Unterscheidung werden jedoch die verschiedensten Merkmale, wie Art der Zündung (Fremd- oder Eigenzündung), Art des im Zylinder verdichteten Mittels (Kraftstoffluftgemisch oder Luft), Art des Kraftstoffes (Leichtöl oder Schweröl) usw. herangezogen, und zwar z. T. einzeln und z. T. gemeinsam. Daraus ergibt sich bei der Vielfalt der Motorenbauarten häufig, daß der gleiche Motor nach der einen Betrachtungsweise als Ottomotor und nach der anderen als Dieselmotor anzusprechen ist. Da jedes der erwähnten Merkmale seine Bedeutung hat und da andererseits eine eindeutige Unterscheidung jeweils nur nach einem Gesichtspunkt möglich ist, erschien es zweckmäßig, die Unterscheidung der Motoren nach den einzelnen Merkmalen getrennt vorzusehen und bis zu der von anderer Stelle angestrebten Klärung der Begriffe „Ottomotor" und „Dieselmotor" auf deren Verwendung zu verzichten.

Wie in diesem Beispiel ergab sich auch in anderen Fällen die Notwendigkeit, einen bisher gebräuchlichen Begriff in mehrere einzelne Begriffe aufzuteilen und, wie bereits erwähnt, auch scheinbar selbstverständliche Begriffe festzulegen. Auf diese Weise wuchs der Umfang der Begriffsbestimmungen während der Bearbeitung auf über 300 Begriffe an.

Dieser verhältnismäßig große Umfang erforderte eine straffe Gliederung. Es wurde daher von den allgemein gültigen Grundbegriffen ausgehend, die Unterteilung zu den Einzelheiten in der Weise vorgenommen, daß zur Bestimmung eines Begriffes möglichst nur auf vorher festgelegte Begriffe zurückgegriffen, nicht aber auf später behandelte Begriffe verwiesen werden mußte.

Die Begriffsbestimmungen sind in fünf Teile gegliedert:

Teil I: Allgemeines,
Teil II: Motor, Motorteile und Betriebsstoffe,
Teil III: Arbeitsverfahren und Bauart der Motoren,
Teil IV: Vorgänge im Motor,
Teil V: Betriebszustand des Motors.

Diesen fünf Teilen folgen im Anhang außer einigen Abbildungen ein Verzeichnis der für Flugmotoren vorgesehenen Formelzeichen und üblichen Maßeinheiten sowie ein Stichwortverzeichnis zum bequemen Auffinden jeden Begriffes. Die einzelnen Begriffe sind zur Erhöhung der Übersichtlichkeit mit Kennziffern versehen; die im Verzeichnis der Formelzeichen und Maßeinheiten durch eine Formel näher erläuterten Begriffe sind besonders gekennzeichnet.

Inhalt der Begriffsbestimmungen

Allgemeines

In dem Teil „Allgemeines" wurden neben allgemeinen Angaben über die Begriffsbestimmungen die wichtigsten Grundbegriffe (1010 bis 1014)[2]) festgelegt. Obwohl diese Grundbegriffe (z. B. Flugmotor, Verbrennungsmotor, Kolbenmotor) im allgemeinen als bekannt vorausgesetzt werden dürfen, sind sie der Vollständigkeit wegen an dieser Stelle aufgeführt. Als Unterscheidungsmerkmal der drei verschiedenen Arten des Verbrennungsmotors, nämlich Kolbenmotor, Turbine und Rückstoßmotor wurde nur die Art der Energieumsetzung im Motor herangezogen, da andere Unterscheidungsmerkmale wie z. B. Art der Entspannung des Verbrennungsgases im Motor oder konstruktive Merkmale keine eindeutige Trennung dieser drei Motorenarten ermöglichen.

Motor, Motorteile und Betriebsstoffe

In dem Teil „Motor, Motorteile und Betriebsstoffe" sind zunächst diejenigen Begriffe erläutert worden, die sich aus der Zusammenfassung bestimmter Motorbauteile und -einrichtungen ergeben. Der Grundbegriff Motor (1021) umfaßt diejenigen Bauteile und Einrichtungen, die einerseits zum Betrieb des Motors grundsätzlich erforderlich sind und andererseits baulich unmittelbar miteinander in Zusammenhang stehen. Dieser Begriff entspricht ungefähr dem Begriff „leerer Motor" des Normblattes Din L 22, das jedoch bisher wenig Anwendung fand und das auch auf Grund der Entwicklung im Flugmotorenbau bereits als überholt betrachtet werden muß. Eine Abweichung gegenüber diesem Normblatt besteht u. a. hinsichtlich des Anlassers, welcher, da er zum Betrieb des Motors nicht grundsätzlich erforderlich ist, nicht zu dem eigentlichen Motor gerechnet wurde. Da die vorliegende Fassung des Begriffes Motor die Betriebsstoffüllung nicht einschließt, entspricht sie auch im allgemeinen dem früher gebräuchlichen Begriff „trockener Motor".

Im Gegensatz zu dem Begriff Motor umfaßt die Motorausstattung (1022) diejenigen Bauteile und Einrichtungen, die zwar ebenfalls baulich unmittelbar miteinander in Zusammenhang stehen, aber zum Betrieb des Motors nicht grundsätzlich erforderlich sind. Ein weiteres Kennzeichen der zur Motorausstattung gehörenden Bauteile und Einrichtungen ist ihre Unabhängigkeit von den Forderungen, die durch den Einbau in ein bestimmtes Flugzeugmuster noch zusätzlich erhoben werden. Die von Einbauforderungen abhängigen Bauteile und Einrichtungen werden durch die Motorausrüstung (1024) erfaßt.

Motor und Motorausstattung ergeben zusammen das Motorbaumuster (1023), das als Hauptbegriff bei der Zusammenfassung von Bauteilen und Einrichtungen des Motors aufzufassen ist. Musterprüfung, Musterbezeichnung usw. werden im allgemeinen auf das Motorbaumuster bezogen.

[2]) *Die nach einem Begriff in Klammern angegebene Zahl bedeutet die Kennziffer dieses Begriffes.*



Sind Motorbaumuster, Motorausrüstung und sonstige Teile des Triebwerkes zu einer baulichen Einheit zusammengefaßt, die am Flugzeug geschlossen gegen eine gleiche bauliche Einheit ausgewechselt werden kann, so werden sämtliche auf der Motorseite der „Wechselebene" liegenden Bauteile und Einrichtungen als Motoranlage (1025) bezeichnet. Die Betriebsstoffüllung wurde weder zum Motorbaumuster noch zur Motoranlage gerechnet. Um aber beispielsweise bei Gewichtsvergleichen zwischen luftgekühlten und wassergekühlten Motoren oder bei Festigkeitsberechnungen das tatsächlich bei Betrieb des Motors vorhandene Gewicht zu erfassen, kann in solchen — besonders anzugebenden — Fällen auch die Betriebsstoffüllung des Motorbaumusters bzw. aller Teile der Motoranlage dazu gerechnet werden.

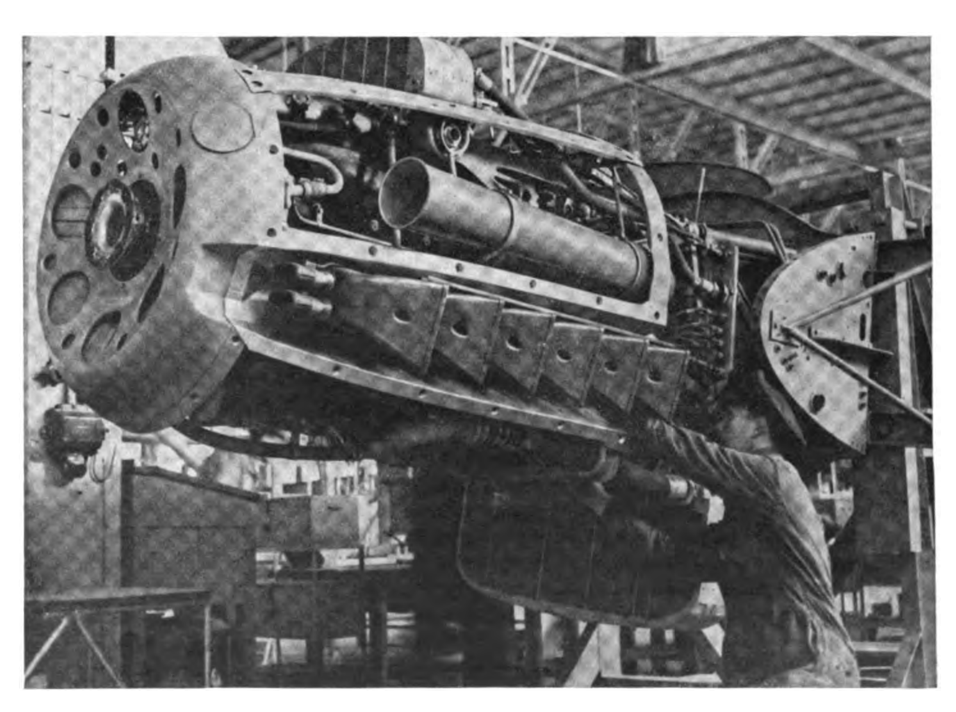
Die Drehrichtung des Motors (1040), die Bezeichnung der Seiten (1045 bis 1047) und die Zylinderzählung (1053) sind aus Din 9001 übernommen worden. Die in diesem Normblatt getroffenen Festlegungen stimmen teilweise nicht mit der bisher in der Praxis üblichen Anwendung der vorgenannten Begriffe überein, doch ist die Wahl des Standortes, von dem aus der Motor zwecks Festlegung dieser Begriffe betrachtet werden soll, von untergeordneter Bedeutung gegenüber dem Vorteil, den eine einheitliche Betrachtungsweise für die Verständigung aller beteiligten Stellen bietet.

Für die Bezeichnung der durch die beiden Umkehrpunkte der Kolbenbewegung gebildeten Inhalte des Verbrennungsraumes (1060), d. i. der allseitig vom Zylindergehäuse und dem oder den Kolben umschlossene Raum, wurden bisher keine einheitlichen Begriffe und Formelzeichen verwendet. Durch die Festlegung der Begriffe Verdichtungsraum (1061) als Kleinstwert, Zylinderinhalt (1062) als Größtwert des Verbrennungsraumes und Zylinderhubraum (1063) als Unterschied zwischen Zylinderinhalt und Verdichtungsraum soll hier die erforderliche Klarstellung erreicht werden.

Als Formelzeichen für das Verdichtungsverhältnis (1065) wurde der hierfür am meisten gebrauchte Buchstabe ε und als Begriffsbestimmung das gleichfalls am häufigsten gewählte Verhältnis von Verdichtungsraum zu Zylinderinhalt (d. h. in Form eines echten Bruches) beibehalten. Der Verdichtungsgrad $1/\varepsilon$ (1066) ergibt sich dann entsprechend als ganze Zahl. Der Vorschlag, bei Zweitaktmotoren in der Formel für ε an Stelle des Größtwertes des Verbrennungsraumes denjenigen Inhalt des Verbrennungsraumes einzusetzen, welcher am Schließzeitpunkt der Auslaßeinrichtung, also im allgemeinen nach Abdeckung des Auslaßschlitzes durch den Kolben besteht, wurde nicht für zweckmäßig angesehen, denn sonst müßte auch sinngemäß beim Viertaktmotor, falls zu Beginn des Verdichtungshubes die Einlaßeinrichtung noch geöffnet ist, der Inhalt des Verbrennungsraumes im Schließzeitpunkt der Einlaßeinrichtung in die Formel eingesetzt werden.

Die Totlage (1067) ist diejenige Kolbenlage, in welcher der Kolben seine Bewegungsrichtung umkehrt. Dieser Begriff ist aus der unmittelbaren Betrachtung der Kolbenbewegung im Zylinder entstanden, während der auch gebräuchliche Ausdruck „Totpunkt" aus der zeichnerischen Darstellung des Bewegungsvorganges abgeleitet ist. Die Unterscheidung zwischen oberer und unterer Totlage, die sich ursprünglich auf den einfachen Fall des Motors mit stehendem Zylinder bezog, ist nunmehr durch die Bezugnahme auf den Größtwert bzw. Kleinstwert des Verbrennungsraumes unabhängig von der Anordnung des Zylinders festgelegt worden. Für Motoren, bei welchen in einem Zylinder mehrere Kolben angeordnet sind, oder bei welchen mehrere Zylinder einen gemeinsamen Verbrennungsraum besitzen, wurden bisher auch die Begriffe „innere bzw. äußere Totlage" angewendet. Diese Bezeichnungen wurden jedoch nicht in die Begriffsbestimmungen aufgenommen, da nach Möglichkeit jeder Vorgang oder Zustand nur durch einen Begriff erfaßt werden soll.

Vergaser (1091) und Einspritzeinrichtung (1095) wurden als Einrichtungen zur Kraftstoffzuteilung bezeichnet, nicht aber, wie vielfach zu hören ist, als Einrichtungen zur Gemischbildung oder gar zur Gemischaufbereitung, da diese Vorgänge nicht die wesentliche Aufgabe der betrachteten Einrichtungen darstellen, welche in der Zuteilung bestimmter Kraftstoffmengen zur Ladeluft bzw. Verbrennungsluft besteht. Die Bildung des Gemisches aus Luft und entsprechend zugeteiltem Kraftstoff sowie die Gemischaufbereitung, d. h. die Verbesserung der Eigenschaften eines bereits gebildeten Gemisches werden oft auch in anderen Einrichtungen vorgenommen. Außer den wesentlichen Merkmalen der Vergaser und Einspritzeinrichtungen sind neben den hauptsächlichen Bauarten wie Saug- und Druckvergaser (1092, 1093), Einzel- und Sammeleinspritzeinrichtung (1096, 1097) noch eine Reihe von Kennwerten des Einspritzvorganges festgelegt worden. Hier ist vor allem zu erwähnen, daß sich die Förderzeiten (1099) auf die Austrittsstelle des Kraftstoffes an der Einspritzpumpe und die Einspritzzeiten (1101)



Zusammenbau einer Motoranlage für das Heinkel-Kampfflugzeug He 111. Die Motoranlage faßt Motorbaumuster, Motorausrüstung und sonstige Teile des Triebwerks (z. B. Teile der Betriebsstoffanlagen, Ansaug- und Abgasanlagen usw.) zu einer baulichen Einheit zusammen

Heinkel-Werkbild

auf die Austrittsstelle an der Einspritzdüse beziehen. Weitere Festlegungen betreffen den Spritzverzug (1103), die verschiedenen Drücke beim Einspritzvorgang (1104 bis 1106) und das Einspritzgewicht bzw. -volumen (1107, 1108).

Bei der Zündeinrichtung (1110 bis 1120) bestanden hinsichtlich der Zündzeitpunkte (1116), d. h. der Zeitpunkte, in welchen der Funkenüberschlag erfolgt, bisher häufig Unterschiede. Wird nunmehr der Zündzeitpunkt in bezug auf die obere Totlage des Kolbens betrachtet, so ist er als Vor- bzw. Nachzündung anzugeben. Wird der Zündzeitpunkt in bezug auf seine Lage innerhalb einer gegebenenfalls vorgesehenen Zündzeitverstellung betrachtet, so ist der als frühester Zündzeitpunkt einstellbare Wert als Frühzündung und der als spätester Zündzeitpunkt einstellbare Wert als Spätzündung zu bezeichnen; dazwischenliegende Werte können in Grad Kurbelwinkel nach Frühzündung angegeben werden.

Das Übersetzungsverhältnis (1126) ist in Übereinstimmung mit DIN 868 und DIN 70 020 als Verhältnis der Drehzahl der treibenden Welle zu der Drehzahl der getriebenen Welle anzugeben. Damit wird — in Richtung des Kraftflusses gesehen — durch eine Zahl größer als 1 eine Verminderung der Drehzahl und durch eine Zahl kleiner als 1 eine Erhöhung der Drehzahl mittels des Getriebes bzw. der Kupplung ausgedrückt. So wird beispielsweise bei einem Getriebemotor die Verminderung der Drehzahl zwischen Kurbelwelle und Luftschraubennabe von 2400 auf 1600 1/min als Übersetzungsverhältnis 1,6 : 1 (oder nur 1,6) und die Erhöhung der Drehzahl einer Laderwelle auf das Zehnfache der Motordrehzahl als Übersetzungsverhältnis 1 : 10 (oder nur 0,1) bezeichnet. Die Benennung „Untersetzung“ für die Umsetzung der Drehzahlen ins Langsame bedeutet bei vorgenannter Begriffsbestimmung des Übersetzungsverhältnisses eine Überbestimmung und konnte daher fortgelassen werden.

In dem Abschnitt über Lader (1130 bis 1153) wurden nur solche Begriffe behandelt, die sich auf den Betrieb des Laders allein beziehen. Die durch den Betrieb des Motors auf den Lader ausgeübten Einflüsse wie z. B. die Wärmestrahlung des Motors oder der durch die Bewegung des Motors relativ zur Luft entstehende Flugstau blieben daher unberücksichtigt. Auf die verschiedenen Laderbauarten (1131 bis 1134), wie z. B. Kolbenlader, Kreisellader, einstufige und mehrstufige Lader, folgen die Begriffe, welche die Vorgänge beim Betrieb des Laders erfassen. Als Vergleichsvorgang (1144) für den wirklichen Vorgang im Lader ist die adiabatische Verdichtung heranzuziehen. Die auch vorgeschlagenen entsprechenden Begriffe und Formeln für die isothermische Zustandsänderung als Vergleichsvorgang für einen gekühlten Lader anzugeben, erschien nicht erforderlich, da Lader mit Innenkühlung im praktischen Betrieb bisher keine Bedeutung erlangten. Um die verschieden großen Strömungsgeschwindigkeiten des Fördergutes bei den unterschiedlichen Querschnitten der Zu- und Abströmrohre einzelner Lader und den Einfluß dieses Unterschiedes auf die Motorleistung zu berücksichtigen, wurde für zweckmäßig gehalten, der Kennzeichnung des Anfangszustandes I unmittelbar am Eintritt in den Lader und des Endzustandes II unmittelbar am Austritt aus dem Lader jeweils den „Gesamtdruck“ und die „Gesamttemperatur“ an der betreffenden Meßstelle zugrunde zu legen. Unter Gesamtdrücken bzw. Gesamttemperaturen sind dabei diejenigen Drücke bzw. Temperaturen zu verstehen, welche sich bei vollständigem Aufstau der Geschwindigkeitshöhe einstellen. In der Formel zur Berechnung der Förderhöhe des Laders ist, da sich die Druck- und Temperaturwerte dieser Formel auf den Gesamtdruck bzw. die Gesamttemperatur beziehen, das den Unterschied der Geschwindigkeitsenergien darstellende Glied nicht enthalten. An Stelle der bisher verwendeten Ausdrücke „Gebläsedruck“ oder „Laderdruck“ wurde der Begriff Druck nach dem Lader (1138) festgelegt, da das Wort „Gebläse“ bereits allgemein durch das Wort „Lader“ ersetzt worden ist und außerdem „Laderdruck“ sehr leicht mit „Ladedruck“ (d. i. der Druck unmittelbar am Eintritt in den Zylinder) verwechselt werden könnte. Eine Aufteilung der Leistungsaufnahme des Laders wird durch die Begriffe Laderleistung (1147), innere Laderleistung (1149) und Lader-Reibungsleistung (1150) ermöglicht; die adiabatische Laderleistung (1148) gibt die Leistungsaufnahme eines Laders mit verlustloser Verdichtung des Fördergutes an. Die Beziehungen dieser Leistungen zueinander sind durch die entsprechenden Wirkungsgrade (1151 bis 1153) gegeben. Erwähnenswert ist noch, daß die gegebenenfalls von einer Kupplung zwischen Kurbelwelle und Laderwelle aufgenommene „Schlupfleistung“ zur Laderleistung gerechnet wurde.

Ebenso wie bei den Ladern wurden auch bei den Abgasturbinen (1170 bis 1192) zunächst die hauptsächlichsten Bauarten (1171 bis 1181) erklärt, wie z. B. die Radialturbine, Axialturbine, Auspuffturbine, Stauturbine, Gegendruckturbine usw. Die Begriffe und Formelzeichen der Abgasturbinen sind soweit wie möglich an die entsprechenden Laderbegriffe angeglichen worden. In der Formel für das adiabatische Gefälle (1183) sind (ebenso wie in der Formel für die Förderhöhe des Laders) als Druck- und Temperaturwerte, soweit sie sich auf den Anfangszustand beziehen, Gesamtdruck bzw. Gesamttemperatur einzusetzen, während für den Endzustand im Abströmrohr zwar als Temperatur wieder die Gesamttemperatur, als Druck jedoch der statische Druck im Abströmrohr gewählt wurde, denn bei Einsetzung des Gesamtdruckes im Abströmrohr müßten mit Rücksicht auf verschiedene Durchmesser des Abströmrohres sehr schwierige Festlegungen hinsichtlich der einzusetzenden Abströmgeschwindigkeiten des Abgases getroffen werden.

Im Anschluß an die Lader- und Turbinenbegriffe wurde der Abgasturbolader (1200 bis 1202) kurz behandelt.

Bezüglich der Anwendung der Begriffe Regeln (1250) und Steuern (1251) bestand bisher keine einheitliche Auffassung. Für diese Begriffe wurden in Anlehnung an bestehende Normenentwürfe Begriffsbestimmungen aufgestellt.

Als Betriebsstoffe (1280 bis 1295) gelten alle festen, flüssigen und gasförmigen Stoffe, die außer den Bauteilen und Einrichtungen des Motors zu dessen Betrieb noch erforderlich sind.

Die Begriffe Kraftstoff (1282) und Schmierstoff (1290) wurden im Rahmen vorliegender Begriffsbestimmungen nur aus Gründen der Vollständigkeit des Abschnittes über die Betriebsstoffe aufgeführt. Über Eigenschaften und Kennwerte dieser Betriebsstoffe sind bereits in den im Rahmen der Bauvorschriften für Flugmotoren (BVM) erlassenen Prüfvorschriften[3]) entsprechende Festlegungen erfolgt.

Der Begriff Frischluft (1285), welcher bisher häufig für die zum Verbrennen des Kraftstoffes benötigte Luft gebraucht wurde, hat insofern eine Erweiterung erfahren, als nunmehr darunter die gesamte, in den Motor hineingeleitete oder an den Motor herangeführte Luft zu verstehen ist. Daher wird die Frischluft je nach dem Verwendungszweck als Ladeluft (1286) und als Kühlluft bzw. Belüftungsluft (1289) bezeichnet. Die Ladeluft, d. i. diejenige Frischluft, welche zum Verbrennen des Kraftstoffes vorgesehen ist, muß bei einem „verlustbehafteten Spülen“ des Zylinders in Verbrennungsluft (1287) und Spülverlust (1288) aufgeteilt werden. Zur Erläuterung dieser Aufteilung muß zunächst auf den Begriff Spülen (1437) eingegangen werden: Als „Spülen im Zylinder“ wird ein Vorgang bezeichnet, bei welchem während gleichzeitiger Öffnung der Ein- und Auslaßeinrichtung die Menge an Restgas im Zylinder mit Hilfe eingebrachter Ladeluft verringert

---

[3]) *Bauvorschriften für Flugmotoren (BVM): Prüfvorschriften für Flugmotoren-Kraftstoffe (Ausgabe Oktober 1940) und Prüfvorschriften für Flugmotoren-Schmieröle (Ausgabe März 1938).*

wird. Dieses Entfernen des Restgases aus dem Zylinder kann im Idealfall so erfolgen, daß das Abgas völlig frei von Ladeluft bleibt („verlustloses Spülen"); im allgemeinen wird jedoch auch Ladeluft mit dem Abgas ausgespült werden. Bei diesem „verlustbehafteten Spülen" wird der Anteil der Ladeluft, welcher mit dem Abgas zusammen den Zylinder verläßt, Spülverlust genannt, während die zur Verbrennung des Kraftstoffes im Zylinder verbleibende Ladeluft als Verbrennungsluft bezeichnet wird. Statt mit Ladeluft kann auch mit Kraftstoffluftgemisch gespült werden; auch in diesem Falle wird bei verlustbehaftetem Spülen der Verlust an Kraftstoffluftgemisch als Spülverlust bezeichnet.

Arbeitsverfahren und Bauart der Motoren

Zu der Bezeichnung der Motoren nach Arbeitsverfahren und Bauart (1305 bis 1365) wurden eine Reihe von Unterscheidungsmerkmalen ausgewählt, welche eine klare Bezeichnung der Motoren nach verschiedenen Gesichtspunkten ermöglichen soll. Solche Unterscheidungsmerkmale sind z. B. die Art des Zündens (1310, 1311), die Art des im Zylinder verdichteten Mittels (1320, 1321), die Art der Kraftstoffzuteilung (1325, 1326), die Art des Ladens (1330 bis 1332), die Zylinderanordnung (1345 bis 1353) und die Art der Kühlung (1355 bis 1359).

Vorgänge im Motor

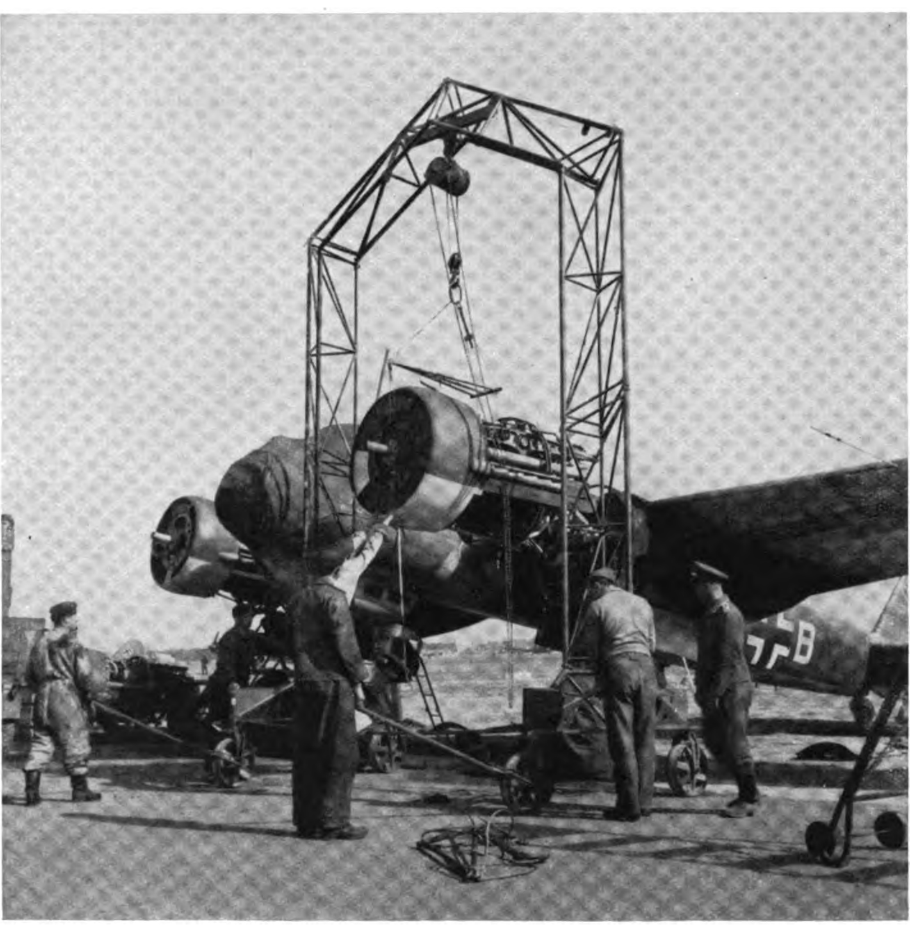
In dem Teil „Vorgänge im Motor" sind die für thermodynamische Betrachtungen wesentlichsten Begriffe enthalten. So wurde zunächst versucht, für die — bisher oft unterschiedlich gebrauchten — Begriffe Ladung und Füllung genaue Auslegungen zu finden. Die Ladung (1411) wurde als das durch die Einlaßeinrichtung in den Zylinder eingebrachte Mittel zur Durchführung der Verbrennung und — soweit vorgesehen — zum Spülen angegeben. Demnach kann die Ladung aus Ladeluft oder Kraftstoffluftgemisch bestehen. Wird bei Einspritzmotoren bereits vor dem Schließzeitpunkt der Einlaßeinrichtung Kraftstoff in den Zylinder eingespritzt, muß auch der bis zum Schließzeitpunkt eingespritzte Kraftstoff noch zur Ladung gerechnet werden. Da mit Ladung die in den Zylinder eingebrachte Ladeluft bzw. das eingebrachte Kraftstoffluftgemisch bezeichnet wird (und nicht die im Schließzeitpunkt der Einlaßeinrichtung im Zylinder vorhandene Ladeluft bzw. das vorhandene Kraftstoffluftgemisch), ist auch ein gegebenenfalls auftretender Spülverlust in der Ladung enthalten. In diesem Falle wird die um den Spülverlust verringerte Ladung als verfügbare Ladung (1498) bezeichnet. Daher ergibt sich die Beziehung: Ladung = verfügbare Ladung + Spülverlust.

Im Gegensatz zur Ladung stellt die Füllung (1412) das im Zündzeitpunkt im Zylinder vorhandene Gasgemisch dar. Demnach besteht die Füllung aus Verbrennungsluft, dem zur Verbrennung gelangenden Kraftstoff und dem Restgas. Um bei Einspritzmotoren die gesamte, in den Zylinder eingespritzte Kraftstoffmenge zu erfassen, muß auch ein gegebenenfalls nach dem Zündzeitpunkt eingespritzter Kraftstoff noch zur Füllung gerechnet werden.

Bisher wurden die Begriffe Verbrennungsgas und Abgas nicht immer einheitlich angewendet. Als Verbrennungsgas (1413) soll nunmehr das Gasgemisch bezeichnet werden, welches bei der Verbrennung des Kraftstoffluftgemisches entsteht. Der Teil des Verbrennungsgases, welcher nach Beendigung des Ausdehnens aus dem Zylinder entfernt wird, ist als Abgas (1414), der im Zylinder verbleibende Teil des Verbrennungsgases als Restgas (1415) bezeichnet worden.

Weitere Festlegungen betreffen u. a. die Begriffe „Laden", „Aufladen" und „Überladen". Laden (1422) ist das Einbringen der Ladung in den Zylinder. Das Einbringen verdichteter Ladung in den Zylinder wurde als Aufladen (1423) bezeichnet, während der besondere Fall des Aufladens auf einen größeren Druck als den Druck in der Höhe Normal-Null die Bezeichnung Überladen (1424) erhielt. Der Begriff Verdichten (1425) soll zur Vermeidung von Verwechslungen nicht auf Vorgänge außerhalb des Zylinders (z. B. im Lader), sondern nur auf den Vorgang im Zylinder Anwendung finden.

Der Begriff Entladen (1436) ist dem oft angewendeten Begriff „Ausschieben" vorgezogen worden, da durch dieses nur die aus der Bewegung des Kolbens im Zylinder bei Viertaktmotoren sich ergebenden Verhältnisse beim Gaswechselvorgang gekennzeichnet werden ohne Rücksicht auf die Vorgänge beim Spülen des Zweitaktmotors.



Werkbild

Wechsel einer Motoranlage der Ju 88. Die für diesen Vorgang oft angewandte Bezeichnung „Triebwerkswechsel" ist irreführend, da das Triebwerk außer der Motoranlage noch alle zum Betrieb des Motors erforderlichen Teile umfaßt, die wie z.B. Betriebsstoffbehälter und -leitungen, Bediengestänge usw. in der Zelle untergebracht sind.

Das Spülen (1437) wurde bereits in Zusammenhang mit der Festlegung des Begriffes „Spülverlust“ erläutert. Erwähnt sei noch, daß der Begriff Spülen auf Zwei- und Viertaktmotoren angewendet wurde, denn der Gaswechselvorgang wird durch das Spülen beim Zweitaktmotor ermöglicht und beim Viertaktmotor unterstützt. Das Spülen wird neben dem Laden und Entladen zum Gaswechselvorgang (1438) gerechnet.

Die Darstellung des Kreislaufes der Vorgänge im Zylinder erfolgt mittels der Kreislaufbilder (1450 bis 1453), zu welchen u. a. das Druck-Volumen-Bild, das Temperatur-Volumen-Bild und das Temperatur-Entropie-Bild zu rechnen sind. Der Ausdruck „Bild“ ist dem Fremdwort „Diagramm“ vorgezogen worden, zumal er sich in der Praxis bereits gut eingeführt hat.

Bei den Kenngrößen der Gemischbildung (1480 bis 1486) wurde als Grenze für die Begriffe armes Gemisch (1483) und reiches Gemisch (1484) wie bisher die Luftüberschußzahl $\lambda = 1$ angegeben. Ein Kraftstoffluftgemisch mit einer Luftüberschußzahl größer als 1 ist daher ein armes Gemisch; ein Kraftstoffluftgemisch mit einer Luftüberschußzahl kleiner als 1 ist ein reiches Gemisch. Neu eingeführt wurden die Begriffe Höchstleistungsgemisch und Spargemisch; als Höchstleistungsgemisch (1485) wurde ein Kraftstoffluftgemisch bezeichnet, bei welchem die Nutzleistung des Motors — bei gleichbleibendem Ladedruck und gleichbleibender Drehzahl — einen Höchstwert erreicht. Das Spargemisch (1486) ist ein Kraftstoffluftgemisch, bei welchem der spezifische Kraftstoffverbrauch des Motors einen Mindestwert erreicht. Durch diese Festlegungen ist die Kennzeichnung des Kraftstoffluftgemisches für höchste Leistung bzw. für geringsten Kraftstoffverbrauch des Motors möglich.

Da — wie bereits erwähnt — das Spülen des Zylinders mit Ladeluft oder Kraftstoffluftgemisch nicht nur auf Zweitaktmotoren beschränkt ist, sondern auch bei modernen Viertaktmotoren häufig zur Unterstützung des Gaswechselvorganges Anwendung findet, ist eine Trennung der unter Kenngrößen des Gaswechselvorganges (1490 bis 1512) aufgeführten Begriffe, d. h. eine Anwendungseinschränkung „Nur für Viertaktmotoren“ und „Nur für Zweitaktmotoren“ nicht erfolgt.

Die oft ohne Unterscheidung gebrauchten Begriffe Ansaugezustand und Umgebungszustand wurden dahin geklärt, daß unter Ansaugezustand (1491) der Zustand der Ladeluft unmittelbar vor dem Eintritt in den Motor zu verstehen ist, während als Umgebungszustand der Zustand der den Motor umgebenden Luft gilt, wobei nicht erforderlich ist, daß die durch diesen Zustand gekennzeichnete Luft auch wirklich zur Verbrennung des Kraftstoffes in den Motor gelangt. Im allgemeinen ist zwar Ladezustand = Umgebungszustand, doch kann, wenn die Ladeluft vor Eintritt in den Motor beeinflußt wird (z. B. durch Drosselung auf dem Prüfstand) oder nicht aus der unmittelbaren Umgebung des Motors entnommen wird, ein Unterschied zwischen Ansaugezustand und Umgebungszustand bestehen.

Anschließend sind die Gewichte der wichtigsten, unter „Gasgemische im Motor“ erklärten Gasmischungen festgelegt worden. Für die Ladeluft und die Ladung wurden auch die theoretischen Gewichte, d. h. das zum vollständigen Füllen des Zylinderhubraumes mit Ladeluft bzw. Kraftstoffluftgemisch erforderliche Gewicht angegeben.

Der Liefergrad (1501) stellt das Verhältnis des verfügbaren Ladungsgewichtes zu dem theoretischen Ladungsgewicht dar. Durch den Liefergrad soll die Güte des Ladens, d. i. das Verhältnis von tatsächlichem zu theoretischem Laden ausgedrückt werden. Es erschien daher mit Rücksicht auf den aufgeladenen Motor zweckmäßig, diese Kenngröße auf den Zustand der Ladung unmittelbar vor dem Eintritt in den Zylinder (Ladezustand) und nicht auf den Zustand der Ladeluft unmittelbar vor dem Eintritt in den Motor (Ansaugezustand) zu beziehen.

Der Spülgrad (1502) gibt als Verhältnis des verfügbaren Ladungsgewichtes zu der Summe von verfügbarem Ladungsgewicht und Restgasgewicht die Güte des Spülens an. Ein Höchstwert von 1 für den Spülgrad würde ein vollkommenes Ausspülen des Verbrennungsgases aus dem Zylinder bedeuten.

Der Ladegrad (1503) stellt das Verhältnis des verfügbaren Ladungsgewichtes zu dem Ladungsgewicht dar und bedeutet somit ein Maß für den beim Spülen auftretenden Spülverlust. Der Ladegrad 1 würde ein verlustloses Spülen ausdrücken, während durch einen Wert kleiner als 1 die Größe der beim Spülen verlorengegangenen Ladung — ohne über die Güte des Spülens etwas auszusagen (s. Spülgrad) — gekennzeichnet ist.

Für aufgeladene Motoren oder für Motoren, bei welchen ein Spülverlust auftritt, gibt der spezifische Luftaufwand (1504) d. i. das Verhältnis des Ladeluftgewichtes zu dem theoretischen Luftgewicht (bei Ansaugezustand) an, welches Vielfache des theoretischen Luftgewichtes im Motor verbraucht wird.

Weitere Abschnitte behandeln die Kenngrößen des Verdichtens (1520 bis 1522), des Zündens (1530 bis 1532) mit den Begriffen Zündzeitpunkt, Zündgeschwindigkeit und Zündverzug, ferner die Kenngrößen des Verbrennens und Ausdehnens (1540 bzw. 1550) und schließlich die Kenngrößen des Arbeitsspieles (1560, 1561).

Betriebszustand des Motors

Der Betriebszustand des Motors (1600 bis 1742) ist durch eine Reihe von Kenngrößen wie Leistung, Drehzahl, Ladedruck, Höhe, Temperatur usw. bestimmt.

Die wichtigste Kenngröße des Betriebszustandes ist die dem Motor entnommene Leistung (1610 bis 1623). Da die Größe der Leistung wieder von weiteren Kenngrößen abhängt, ist zur genauen Bezeichnung des Betriebszustandes die zusätzliche Angabe der Werte solcher Kenngrößen erforderlich (z. B. 900 PS in 4 km Höhe bei $n = 2400$ 1/min und 1,25 ata Ladedruck).

Nutzleistung (1611) ist die an der Kraftabgabestelle des Motors gemessene, Innenleistung (1615) die an den Kolben abgegebene Leistung. Durch diese Festlegungen wurden die hierfür früher gebrauchten Ausdrücke „effektive“ bzw. „indizierte“ Leistung vermieden.

Der Unterschied zwischen Innen- und Nutzleistung wird durch die Reibungsleistung (1612) und gegebenenfalls durch die Leistungsaufnahme von Lader bzw. Spülgebläse und Kühlgebläse sowie den Motoranteil der Laderleistung bei Abgasturboladern ausgedrückt. Da die Leistungsaufnahme des Kühlgebläses im allgemeinen einen verhältnismäßig hohen Anteil gegenüber der Nutzleistung darstellt, wurde in den Fällen, in welchen ein Kühlgebläse vom Motor angetrieben wird, auch die Leistungsaufnahme dieses Kühlgebläses (ebenso wie die Leistungsaufnahme von Lader und Spülgebläse) in die Reibungsleistung nicht einbezogen, sondern getrennt berücksichtigt.

Weitere Leistungsbegriffe wie Rohleistung (1614), Voll- bzw. Drosselleistung (1618 bis 1619) usw. vervollständigen den Abschnitt über Leistungen.

Bei den anschließend behandelten Drehzahlen (1640 bis 1643) ist zu bemerken, daß für die verschiedenen Betriebszustände wie Horizontalflug oder Sturzflug verschiedene höchstzulässige Motordrehzahlen (1643) angegeben werden können.

Eine wichtige Kenngröße des Betriebszustandes eines Motors, insbesondere eines aufgeladenen Motors ist der Ladedruck (1650), d. i. das zeitliche arithmetische Mittel des absoluten statischen Druckes in der Ladeleitung kurz vor dem Eintritt in den Zylinder. Da in der Ladeleitung ein Druckverlust entsteht, muß — um eine einwandfreie Messung zu gewährleisten — die Meßstelle möglichst nahe am Eintritt in den Zylinder liegen.



Bei der Angabe der Höhe, in welcher ein Motor betrieben wird, sind zwei Fälle unterschieden worden, nämlich die Betriebshöhe und die Normhöhe. Die Betriebshöhe (1661) ist die Höhe über Normal-Null, d. h. die sogenannte Meereshöhe des Ortes, an welchem der Motor betrieben wird. Im Gegensatz hierzu stellt die Normhöhe (1662) eine zu errechnende Höhe dar, und zwar diejenige Höhe, welche aus dem Ansaugezustand entsprechend den in DIN 5450 angegebenen Werten der Norm-Atmosphäre[4]) errechnet wird. Da Druck und Temperatur in der Betriebshöhe des Motors im allgemeinen nicht genau mit den entsprechenden Werten der Norm-Atmosphäre übereinstimmen, wird bei Betrieb des Motors im Flugzeug meistens eine geringe Abweichung zwischen Betriebshöhe und Normhöhe bestehen. Anders liegen die Verhältnisse auf dem Prüfstand, insbesondere auf dem Höhenprüfstand. Hier können durch geeignete Einrichtungen Druck und Temperatur der Ladeluft den Höhenverhältnissen angeglichen werden; bei unveränderter Betriebshöhe des Motors können sich auf diese Weise sehr beträchtliche Abweichungen der Normhöhe von der Betriebshöhe (entsprechend dem Unterschied zwischen Ansaugezustand und Umgebungszustand) ergeben.

Weitere Festlegungen betreffen die Temperatur (1670 bis 1672) und den Druck im Verbrennungsraum (1680 bis 1682).

Der Betriebsstoffverbrauch (1690, 1691) wird nach Betriebsstoffdurchsatz und spezifischem Betriebsstoffverbrauch unterschieden. Die bei gasförmigen Stoffen übliche Bezeichnung „Durchsatz" für die in der Zeiteinheit die Meßstelle durchströmende Gasmenge ist nunmehr auch auf flüssige Stoffe übertragen worden, so daß sich beispielsweise für die bisherige Bezeichnung „stündlicher Kraftstoffverbrauch" der Begriff Kraftstoffdurchsatz (1690) ergibt. Für den außer auf die Zeiteinheit auch noch auf die Leistungseinheit bezogenen Verbrauch an Betriebsstoff ist der eingebürgerte Ausdruck spezifischer Betriebsstoffverbrauch (1691) beibehalten worden. Mit Hilfe der angegebenen Begriffsfassungen kann bereits durch die abgekürzten Bezeichnungen Betriebsstoff durchsatz und Betriebsstoff verbrauch gekennzeichnet werden, ob es sich um einen auf die Zeiteinheit oder auf die Zeit- und Leistungseinheit bezogenen Verbrauch an Betriebsstoff handelt.

Bei den Begriffsbestimmungen der einzelnen Wirkungsgrade (1700 bis 1705) ist auf den Unterschied zwischen mechanischem Wirkungsgrad (1700) und mechanischem Gesamtwirkungsgrad (1701) hinzuweisen. Die immer größer werdende Zahl der zum Betrieb des Motors erforderlichen und vom Motor angetriebenen Einrichtungen ließ es zweckmäßig erscheinen, die Leistungsaufnahme von Lader, Spülgebläse, Kühlgebläse und dem Motoranteil der Laderleistung bei Abgasturboladern nicht in die Reibungsleistung einzubeziehen. Demzufolge wird als mechanischer Wirkungsgrad das Verhältnis von Nutzleistung zu der Summe aus der Nutzleistung und der dazugehörigen Reibungsleistung angegeben, während der mechanische Gesamtwirkungsgrad als Verhältnis der Nutzleistung zu der dazugehörigen Innenleistung auch noch den Leistungsverlust durch die vorgenannten Einrichtungen berücksichtigt.

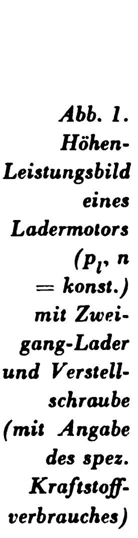
Im letzten Abschnitt wurden die für den Einsatz des Motors wichtigen Begriffe Belastung und Betriebsleistungen behandelt. Unter Belastung (1730) eines Motors ist die Gesamtheit seiner mechanischen und thermischen Beanspruchung zu verstehen. Durch die dem Motor auferlegte Belastung wird daher ein bestimmter Betriebszustand gekennzeichnet; als mittelbare Einflußgrößen der Belastung sind infolgedessen im wesentlichen Drehzahl, Ladedruck und Normhöhe des Motors anzusehen, die ihrerseits wieder unmittelbare Einflußgrößen wie Kolbengeschwindigkeit, Massenkräfte, Höchstdruck im Zylinder, Temperatur bestimmter Bauteile usw. beeinflussen. Die verschiedenen Einflußgrößen der Belastung eines Motors werden im allgemeinen nicht den gleichen Anteil an der Belastung des Motors haben, sondern es werden je nach Arbeitsverfahren, Bauart und Betriebszustand des Motors immer Einflußgrößen vorhanden sein, welche die im Hinblick auf die Betriebssicherheit wesentlichste Beanspruchung ergeben. So kann beispielsweise für aufgeladene Motoren zwischen Boden und Nennhöhe der Ladedruck und oberhalb der Nennhöhe die Drehzahl als maßgebende Einflußgröße der Belastung angesehen werden.

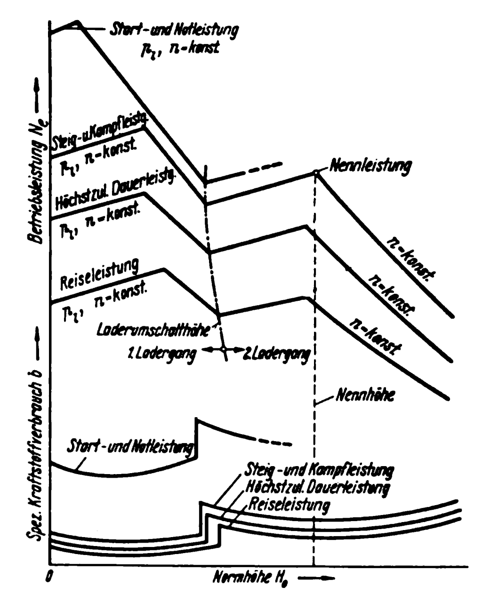
Für diejenige Belastung eines Motors, mit welcher dieser ohne Gefährdung seiner Betriebssicherheit beansprucht werden darf, wurde die Bezeichnung Betriebsbelastung (1732) eingeführt. Alle Nutzleistungen, welche dem Motor bei einer Betriebsbelastung entnommen werden, sind Betriebsleistungen (1734).

Im Höhenleistungsbild (1742) eines Motors werden über der Normhöhe die Betriebsleistungen als Linien gleicher Betriebsbelastung aufgetragen (vgl. Abb. 1). Je nach der Belastungszeit (1731) des Motors — d. i. die durch Zeitangabe (begrenzte oder auch unbegrenzte Zeit) oder durch einen Flugzustand von begrenzter Dauer (z. B. Steigflug) gekennzeichnete Zeit, während welcher der Motor ununterbrochen mit einer bestimmten Betriebsbelastung betrieben werden darf — ergeben sich im Höhenleistungsbild die Linien gleicher Betriebsbelastung für Start und Notfall, Steig- und Kampfflug, Dauerflug usw.

Auf jeder Linie einer Betriebsleistung liegen die sich mit der Normhöhe ändernden Leistungswerte, die nach der jeweiligen Betriebsbelastung als Start- und Notleistungen (1736), Steig- und Kampfleistungen (1737), höchstzulässige Dauerleistungen (1738), Reiseleistungen (1739) usw. bezeichnet werden. Durch diese bereits seit einiger Zeit eingeführten Leistungs- und Belastungsbegriffe sind die früher üblichen Begriffe „erhöhte Kurzleistung", „Kurzleistung", „erhöhte Dauerleistung" usw. ersetzt worden.

Das Leistungsverhalten der Motoren in der Höhe ist zwar, wie aus vorstehendem hervorgeht, durch einen Wert nicht eindeutig und vergleichbar zu kennzeichnen. Trotzdem ist zum überschläglichen Vergleich verschiedener Motoren und Motorenbauarten z. B. durch das Leistungsgewicht oder die Hubraumleistung die Festlegung eines eindeutig bestimm-


Abb. 1. Höhen-Leistungsbild eines Ladermotors (p_l, n = konst.) mit Zweigang-Lader und Verstellschraube (mit Angabe des spez. Kraftstoffverbrauches)



[4]) *Damit ist auf die vom Deutschen Normenausschuß aufgestellte Norm-Atmosphäre und nicht auf die Beschlüsse der „CINA" zurückgegriffen, welcher Deutschland nie als Mitglied angehörte. Die in der Norm-Atmosphäre angegebenen Werte besitzen außerdem eine größere Genauigkeit als die entsprechenden CINA-Werte.*



JFM-Werkbild

Aufsetzen der Kolbenringe auf die Kolben des Flugmotors Junkers Jumo 211

trachtungsweise verschiedene Bedeutung haben können. Hier mit ordnender Hand einzugreifen und eine einheitliche Ausrichtung hervorzurufen, ist Aufgabe jeder allgemeinen Festlegung, die somit nichts eigentlich Neues bringt und zwangläufig in bezug auf die Gewinnung der Erkenntnis verspätet erscheint. Damit erfordert eine allgemeinverbindliche Festlegung bei manchen Stellen einige Umstellungen der Betrachtungsweise und mag so gelegentlich als Härte empfunden werden. Andererseits bietet aber gerade die Allgemeinverbindlichkeit den Vorteil, daß solche Festlegungen, welche noch nicht dem neuesten Stand der Erkenntnisse entsprechen, schnellstens erörtert werden und daß zu Änderungs- und Ergänzungsvorschlägen angeregt wird.

Dies gilt auch für die jetzt verbindlich erklärten Begriffsbestimmungen für Flugmotoren, deren einheitliche Anwendung die für eine stetige Entwicklung des Flugmotorenwesens erforderliche Klarheit und Einheitlichkeit der damit zusammenhängenden Begriffe sichern soll sowie Lücken und Mängel, die insbesondere hinsichtlich neuer Aufgabenstellungen vorhanden sein mögen, erkennen lassen dürfte. Schon jetzt kann angenommen werden, daß z. B. für die Gebiete der Abgasturbinen, Kühler, Schubdüsen usw. zu gegebener Zeit weitere Begriffe in die Begriffsbestimmungen aufgenommen werden müssen.

ten Leistungswertes erforderlich. So hat sich allmählich der Begriff Nennleistung (1735) als wichtiger Motorkennwert ausgebildet. Die vielfach verschiedene Auslegung dieses Begriffes erforderte jedoch eine genaue Begriffsbestimmung. Als Nennleistung wurde nunmehr diejenige Betriebsleistung bezeichnet, die dem Motor bei Steig- und Kampfbelastung in derjenigen Höhe entnommen wird, bis zu welcher der für diese Belastung vorgesehene Ladedruck aufrechterhalten werden kann. Diese Höhe wird die Nennhöhe genannt, der zugehörige Ladedruck heißt Nennladedruck, die zugehörige Drehzahl Nenndrehzahl.

Ausbau der Begriffsbestimmungen

Allgemeine Festlegungen können sich nur auf den im Zeitpunkt der Festlegung erreichten Stand der Erkenntnis stützen. Dieser Stand der Erkenntnis ist durch eine Vielzahl von Einzelheiten gekennzeichnet, die je nach der Be-

Die einheitliche Anwendung der Begriffsbestimmungen für Flugmotoren in der gesamten Luftfahrt dürfte ferner im Lauf der Zeit dazu führen, daß die meisten der jetzt festgelegten Begriffe — vielleicht mit gewissen Änderungen — in das Normenwerk des Deutschen Normenausschusses (siehe z. B. Entwurf zu DIN 1940) übernommen und damit auch außerhalb der Luftfahrt allgemein angewendet werden. So können die Begriffsbestimmungen über ihre eigentliche Aufgabe hinaus zu einer Klärung und Vereinheitlichung der Begriffe des gesamten Verbrennungsmotorenwesens beitragen. Sie können später zu dem werden, was die ersten oben erwähnten Bemühungen zur Schaffung von Begriffsbestimmungen für Flugmotoren darstellen sollten, aber infolge weitgehender Unklarheiten der vorausgesetzten Grundlagen nicht voll darstellen konnten: Ergänzungen zu den dann allgemein für Verbrennungsmotoren geklärten und angewendeten Begriffen durch wenige, nur für den Flugmotor benötigte Begriffe.

Die Deutsche Gesellschaft für Dokumentation ist auf Anregung des Deutschen Normenausschusses im Einvernehmen mit dem Reichsministerium für Wissenschaft, Erziehung und Volksbildung, dem Reichswirtschaftsministerium, dem Reichsministerium für Volksaufklärung und Propaganda, dem Auswärtigen Amt und dem Oberkommando der Wehrmacht gegründet worden. Zum Vorsitzenden wurde der Direktor der Universitätsbibliothek Leipzig, Professor Dr. *Prinzhorn*, ernannt; die Geschäftsführung hat der Deutsche Normenausschuß übernommen. Die Gesellschaft hat die Aufgabe, unter Mitarbeit aller beteiligten Fachkreise die Fragen zu klären, die mit der Sammlung, Ordnung und Erschließung von Dokumenten aller Art zusammenhängen. Arbeitsausschüsse sind bereits eingesetzt für Fachzeitschriftenverzeichnisse, photographische Vervielfältigungsverfahren und Zusammenarbeit von Bibliographien und Referatblättern. Die Deutsche Gesellschaft für Dokumentation vertritt die deutschen Interessen in der internationalen Zusammenarbeit. Mitglied der Gesellschaft können Körperschaften und Einzelpersonen werden.

FORSCHUNGS-KURZBERICHTE

Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S = Seiten, Sp = Spalten, L = Lichtbilder, Sk = Skizzen, Sb = Schaubilder, Z = Zahlentafeln, F = Formelrechnungen, f = ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Bodenanlagen

Unkraut auf Rollfeldern. P 71

Schoene: Zur Unkrautbekämpfung auf Rollfeldern; Flughafen Bd 9, N 4 (IV 41), S 1/3 (5½ Sp).

Die Pflege des Rollfeldes erstrebt eine zusammenhängende Grasnarbe. Diese wird vor allem durch Unkraut gefährdet, besonders bei Neuanlagen. Die wichtigsten Unkräuter sind Löwenzahn und Weidewegerich. Aus ihrer Biologie folgt, daß man sie zu Beginn der ersten Blüte am besten bekämpfen kann, weil dann die Wurzeln wenig Reservestoffe mehr enthalten. Sehr früher Schnitt, ätzende Düngemittel und der Fußtritt von Weidetieren vernichten in dieser Jahreszeit viele Pflanzen; dagegen leidet das Gras z. B. unter Kalkstickstoff wenig. E. Foku 41 10 01

Festigkeit

Sperrholzschalen. A 22 42

S. Blumrich: Ein Beitrag zur Ausbildung von Sperrholzschalen; Lufo Bd 18, N 9 (20 IX 41), S 331/337 (12½ Sp, 3 L, 27 Sk, 1 Sb, 5 Z, F).

Wenn die Haut einer Schale ausbeult, so fällt tragender Querschnitt aus; durch Zusatzspannungen werden gefährliche Lasten erreicht. Vermindert man die Feldabmessungen, um die Haut zum Tragen der Längsspannungen heranzuziehen, so wird das im Metallbau meist unwirtschaftlich. Bei Holz aber zeigen Rechnung und Versuch, daß sich durch Verkleinern der Stringerquerschnitte 5 bis 40 % Baugewicht sparen lassen. E. Foku 41 10 02

Nietbeanspruchung in Schalen. A 22 42

L. Lazzarino: Studio sulle sollecitazione nelle chiodature delle strutture a guscio; L'Aerotecnica Bd 21, N 7—8 (VII—VIII 41), S 449/66 (17½ S, 5 L, 1 Sk, 1 Sb, 1 Z, F).

Nietverbindungen zwischen den Teilen eines Schalenaufbaues legen die Einspannung jedes Gliedes fest, beeinflussen die kritische Last und können auch die Art des Bruches bestimmen. Falls sie eine Einzellast verteilen, kann man näherungsweise an jedem Niet die gleiche Kraft einnehmen. Bruchbilder zeigen, daß die vereinfachten Formeln zum Berechnen der Nietbeanspruchung bei sehr dünner Haut, also einer Überzahl von Nieten, die wirklichen Verhältnisse nicht genau wiedergeben. Eine dicke Haut mit großer Nietteilung kann schon unterhalb der kritischen Last ausbiegen. E. Foku 41 10 03

Flugmechanik

Komponenten der Winkelgeschwindigkeit von Flugzeugen in verschiedenen Achsenkreuzen. P 31 7

H. J. Rautenberg: Die Winkelgeschwindigkeitskomponenten des Flugzeuges; Lufo Bd 18 N 8 (20 VIII 41), S 280/285 (8½ Sp, 1 Sk, 5 Z, F).

Die Komponenten der Winkelgeschwindigkeit um das flugzeugfeste Achsenkreuz lassen sich auf das erdparallele, das flugwindfeste und das „experimentelle" Achsenkreuz umrechnen, und zwar mit Hilfe der Bezugswinkel und ihrer Ableitungen nach der Zeit. E. Foku 41 10 04

Rollstabilität eines Flugzeugs mit einem gedämpften Freiheitsgrad. P 31 71

Bilharz: Rollstabilität eines um seine Längsachse freien Flugzeugs bei automatisch gesteuerten, intermittierenden, konstanten Querrudermomenten; Lufo Bd 18, N 9 (20 IX 41), S 317/326 (19 Sp, 4 Sk, 18 Sb, F).

Die Rollbewegung eines Flugzeugs, das um die Längsachse frei ist, läßt sich selbsttätig stabilisieren, wenn man taktweise wechselnde Querrudermomente gibt, etwa durch einen Lagekreisel und einen elastisch gefesselten Dämpfkreisel. E. Foku 41 10 05

Medizin

Ermüdung bei Sturzflügen. T 7

La fatica fisiologica di un picchiatore; Ali di Guerra Bd 1, N 6 (25 VIII 41), S 14/15 (4 Sp, 18 L).

Beim Sturzbombenangriff muß man mit fast 200 m/s von 3 bis 4 km Höhe auf 300 bis 400 m stürzen und dann abfangen. Dabei entstehen Beschleunigungen bis zum Zwölffachen. Das Blut wird also etwa so schwer wie Quecksilber. Reihenaufnahmen des Gesichtsausdrucks zeigen die fortschreitende Anstrengung und die anschließende Entspannung E. Foku 41 10 06

Meßtechnik

Kompaß-Werkstoffe. P 51 5-5

C. Lüdke: Werkstoffumstellung an einem Orterkompaß; Z. VDI Bd 85, N 27 (5 VII 41), S 608/609 (1 Sp, 1 Sk).

Für das eisenfreie Gehäuse von Kompassen ist Leichtmetall nicht verwendbar, wenn die Füllflüssigkeit Alkohol mit Wasser ist. Den erweiterten Temperaturgrenzen von + 50 bis — 60° wird ein heimisches Petroleumderivat gerecht; es gestattet Leichtmetall- und Preßstoffgehäuse. Für diese ist die Abdichtung des Glasdeckels schwierig, mit Buna aber möglich. Die Rose kann nun aus Leichtmetall statt aus Glimmer bestehen. Der Sparstoffbedarf sinkt damit auf ein Achtel. E. Foku 41 10 07

Temperaturmeßfehler in Strömungen zusammendrückbarer Flüssigkeiten. C 6

W. Tewes: Temperaturmeßfehler in strömenden Gasen und Dämpfen; Z. techn. Physik Bd 22, N 7 (VII 41), S 160/167 (14 Sp, 6 Sk, 8 Sb, 3 Z, F).

Temperaturmessungen in strömenden Gasen und Dämpfen weisen starke Fehler auf, da der Temperaturmeßfühler durch Wärmeleitung mit der Einbauwand und durch Wärmestrahlung mit den Wänden der Umgebung in Wärmetausch steht. Bei der Berechnung darf der Wärmefluß durch die Endfläche des Temperaturmeßfühlers nicht vernachlässigt werden. Die Differentialgleichung für den Temperaturverlauf längs des Meßgerätes läßt sich nicht allgemein integrieren; für bestimmte Wandtemperaturen und gemessene Temperaturen läßt sich aber der Meßfehler errechnen. Die Rechnung ist hinreichend genau. E. Foku 41 10 08

Steig- und Höhenmesser. P 51 3

Svenska Flyginstrument; Flyg-Tidningen Bd 3, N 9 (IX 41), S 11 (1½ Sp, 2 L).

Der Steigmesser Vm 3 der Nordiska Armaturfabriker enthält in einem Bakelitgehäuse von genormten Abmessungen eine hochempfindliche Membran, um das Nachhinken zu vermindern, und das übliche Getriebe der NAF, ferner eine neuartige Sturzflugsicherung und die gleiche Nullpunktberichtigung wie das Gerät Hök 3 unter einer Kappe auf der Rückwandmitte. — Der Höhenmesser Hök 2 der NAF hat zwei Meßdosen und ein besonders genaues Getriebe in Leichtmetallgestell. Die Stahlzapfen laufen in Steinen. Die Temperatur wird durch Bimetall ausgeglichen. Das Gehäuse gleicht dem von Vm 3. Das Zifferblatt trägt zwei Zeiger und auf einer Seite ein Fenster für die Millibarteilung. E. Foku 41 10 09

Rüttelschwingungen von Kreiselpendeln. P 51 5

K. Magnus: Untersuchungen zur Verminderung störender Rüttelschwingungen an Kreiselgeräten; Z. angew. Math. Mech. Bd 20, N 3 (VI 40), S 165/174 (9½ S, 7 Sk, 6 Sb, F).

Die restlichen Unwuchten eines Kreisels rufen beim Laufen Zentrifugalmomente hervor. Hierdurch werden Schwingungen erregt; damit diese möglichst klein bleiben und damit keine Resonanz von

Kreiseldrehungen und Nutationsfrequenz auftritt, müssen die Trägheitsmomente des Kreiselgerätes eine bestimmte Größe haben; zwischen dem Trägheitsmoment des Kreisels und dem der Kardanhängung besteht eine Beziehung; die Kardanträgheit muß eine bestimmte Mindestgröße haben. Bei elastischer Kreiselwelle hat die Resonanzkurve eine Unendlichkeitsstelle; deren Lage wird durch die Kreiselkräfte verschoben. Am besten sind Kreisel mit flachem Trägheitsellipsoid, damit der Herstellungs-Fehlerwinkel zwischen Symmetrie- und Hauptträgheitsachse klein wird.

E. Foku 41 10 10

Motorbau

Zweitakt-Hilfsmotor mit unabhängiger Schmierung. M 11-4

C. Andrini: Studio tecnico sui motorini a scoppio dei gruppi generatori; Aerotecn. Bd 21, N 5/6 (V/VI 41), S 378/380 (2½ Sp, 1 Sk).

Für Stromerzeuger werden häufig Zweitaktmotoren mit Misch-Schmierung verwendet. In Italien vermeidet man diesen Nachteil durch Viertaktmotoren, die jedoch zu starke Schwingungen, ungenügende Kühlung und andere Mängel aufweisen. Daher sind Zweitaktmotoren mit getrennter Schmierung vorzuziehen. Hierfür hat man Tropföler versucht. Ein solcher Motor muß Magnetzündung mit leicht auswechselbaren Spulen, einen Vergaser mit Beschleuniger, ein wirksames Luftfilter usw. aufweisen. Der Zylinder erhält doppelte Länge, weil der obere Teil die Verbrennungskammer, der untere die Ansaug- und Verdichtungskammer darstellt. Das Pleuel ist nicht am Kolben angelenkt, sondern an einer Kolbenstange, die in das Öl eintaucht. Die Brennkammer und der ganze Motor würden sehr einfach werden.

E. Foku 41 10 11

Nebenpleuel-Anlenkung und Erreger-Drehkräfte. A 25 49

A. Kimmel: Die erregenden Drehkräfte bei Flugmotoren mit mittelbarer Nebenpleuelanlenkung; Lufo Bd 18, N 7 (19 VII 41), S 262/274 (24½ Sp, 1 Sk, 7 Sb, 5 Z, F).

Um die Drehschwingungen von Flugmotoren bei mittelbarer Pleuelanlenkung zu untersuchen, wurden im Hinblick auf die steigende Schnelläufigkeit neben den Gasdrehkräften auch die Massendrehkräfte höherer Ordnung berücksichtigt. E. Foku 41 10 12

Strömungslehre

Luftwiderstand von Runddrahtsieben. A 35 82

B. Eckert und F. Pflüger: Bestimmung der Widerstandsbeiwerte handelsüblicher Runddrahtsiebe; Lufo Bd 18, N 4 (22 IV 41), S 142/146 (10 Sp, 2 Sk, 5 Sb, 1 Z, F).

Bei Versuchen an Laderprüfständen wird die Ansaugluft durch Drahtsiebe gedrosselt. Für handelsübliche Runddrahtsiebe wurde die Widerstandszahl bis zu Reynoldszahlen von 1000 gemessen. Diese hängt bei zwei Sieben hintereinander vom Völligkeitsgrad und vom Abstand der Siebe ab.

E. Foku 41 10 13

Spannungen in zähen Flüssigkeiten. A 35 3

Mohr: Über den Navier-Stokes'schen Spannungsansatz für zähe Flüssigkeitsströmungen; Lufo Bd 18, N 9 (20 IX 41), S 327/330 (8 Sp, 12 Sk, F).

Die Spannungen in strömenden zähen Flüssigkeiten werden nach dem Vorbild plastischer Körper angesetzt. Da der Schub jedoch nur einen Ersatz für den Transport von Bewegungsgröße darstellt und da die Flüssigkeiten sich durch die Diffusion scharf vom plastischen Körper unterscheiden, so liegt ein anderer Ansatz nahe, der die Form einer unsymmetrischen Matrix hat.

E. Foku 41 10 14

Schallnahe Strömung um Tragflügel. A 35 4

Überschalluntersuchungen; Interavia N 768/69 (16 VI 41), S 8/9 (1 S, f 1 L, 2 Sk, 1 Sb).

Im Überschallkanal der Technischen Hochschule Zürich hat *Ackeret* die schallnahe Strömung um Tragflügelschnitte nach dem Schlierenverfahren aufgenommen. Schon bei Machzahlen um 0,86 tritt örtliche Überschallgeschwindigkeit auf, die sich auf große Gebiete in der Flügelumgebung ausdehnt (s. Abb. 1 u. 2). Die Schwärzungen der Aufnahme entsprechen dem Staugebiet an der Nase, dem schrägen und dem ausgedehnten geraden Verdichtungsstoß. Zwischen beiden Stoßlinien herrscht Überschallgeschwindigkeit. Da die Grenzschicht sich verdickt und ablöst, steigt die Widerstandszahl, von der Machzahl 0,75 ab, bei Schallnähe auf das 7,5fache. Die Druckverteilung (s. Abb. 3), die auf den adiabatischen Staudruck bezogen ist, zeigt Knicke im Stoßgebiet. E. Foku 41 10 15

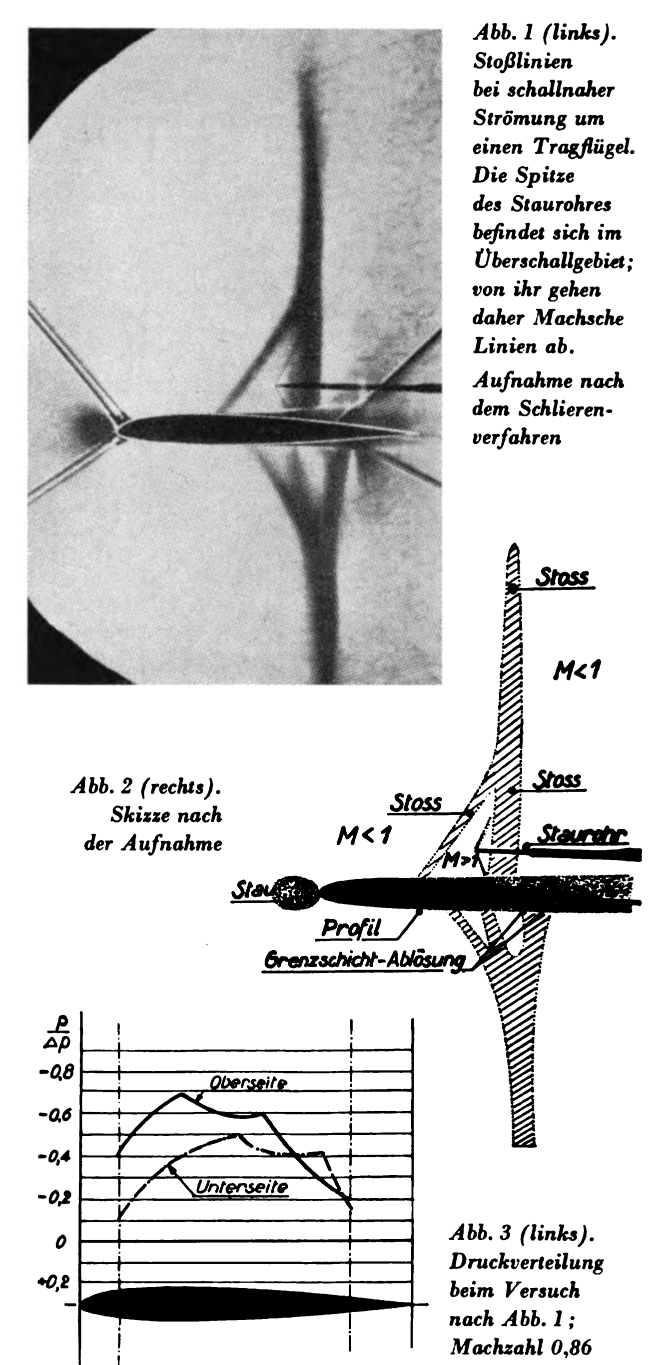


Abb. 1 (links). Stoßlinien bei schallnaher Strömung um einen Tragflügel. Die Spitze des Staurohres befindet sich im Überschallgebiet; von ihr gehen daher Machsche Linien ab. Aufnahme nach dem Schlierenverfahren

Abb. 2 (rechts). Skizze nach der Aufnahme

Abb. 3 (links). Druckverteilung beim Versuch nach Abb. 1; Machzahl 0,86

Mischfelder von Flüssigkeitsstrahlen mit veränderlichem Druck. A 35 5

K. Viktorin: Untersuchung turbulenter Mischvorgänge; Forschung Bd 12, N 1 (I/II 41), S 16/30 (15 S, 12 Sk, 26 Sb, 2 Z).

Um ein Mischfeld mit veränderlichem Druck zu untersuchen, wurde die Nachbildung eines einfachen Strahlapparates mit Wasser als Treib- und Fördermittel auf Druck- und Geschwindigkeitsverteilung vermessen. Die Mischströmung läßt sich mit den Ansätzen über die turbulente Schubspannung nur für einen besonders einfachen Fall rechnerisch erfassen. Doch entsprechen die gemessenen Geschwindigkeitsprofile und Druckanstiege weitgehend der Rechnung. E. Foku 41 10 16

Tragschrauber

Hubschrauber gegen Tragschrauber. P 33

Willy Ley: Hubschrauber oder Autogiro?; Schweiz. Aero-Revue Bd 16, N 4 (IV 41), S 11/12 (3½ Sp, 3 L).

Igor *Sikorsky*, der schon 1910 in Rußland einen Hubschrauber gebaut hatte, machte 30 Jahre später die ersten Flugversuche mit einem neuartigen Hubschrauber VS-300. In ein einfaches Stahlrohrgestell ist unter der dreiflügeligen Hubschraube von 9 m Durchmesser, 255 U/min, ein 75 PS-Lycoming-Motor eingebaut. Die Hubkraft wird durch Anstellwinkeländerung der drei Blätter gesteuert. Das Leitwerk ist durch einen Ausleger mit zwei Hubschrauben von 2 m Durchmesser, 1700 U/min, ersetzt; diese können derart verstellt werden, daß man waagerecht, auch seitwärts, fliegen kann. Die Motorleistung soll später verdoppelt werden. — Harold *F. Pitcairn* baute 1940 einen neuen Tragschrauber, der weder Tragflügel noch Stummel hat. Die drei Flügel der Tragschraube können für Landstraßenfahrt und Garagen nach hinten gelegt werden. Für den Sprungstart werden die drei Blätter waagerecht gestellt und zunächst von dem 175 PS-Motor wie eine Hubschraube angetrieben, bis 300 U/min erreicht sind; dann wird der Motor auf die Treibschraube geschaltet, gleichzeitig nehmen die Blätter ihren gewöhnlichen Anstellwinkel an. Da die Tragschraube das Doppelte der üblichen Drehzahl hat, springt das Flugzeug 6 m senkrecht hoch. Auf dem Boden treibt der Motor dieses PA-36 statt der Zugschraube das Schwanzrad an. E. Foku 41 10 17

Werkstoffkunde

Kunststoffe Vinidur und Oppanol. E 5

Walter Kranich: Vinidur und Oppanol als Austauschstoffe für korrosionsfeste Metalle; Kunststoffe Bd 31, N 5 (V 41), S 192/194 (6 Sp, 1 Sb, 2 Z).

Vinidur ist hartes Polyvinylchlorid; Oppanol ist Polyisobutylen. Beide sind korrosionsfest und in der Beständigkeit gegen Chemikalien den Metallen überlegen. Beide lassen sich warm wie Metalle verformen, jedoch bei geringer Temperatur, und ähnlich wie Metalle schweißen. Sie lassen sich im Gegensatz zu den Metallen auch kleben. Vinidur läßt sich wie Leichtmetall spangebend bearbeiten, jedoch ist seine Verwendung auf Temperaturen von $-10°$ bis $+60°$, die von Oppanol auf $-80°$ bis $+100°$ beschränkt. Die mechanische Festigkeit ist kleiner als bei Metallen, außerdem stark temperatur- und zeitabhängig. Oppanol fließt unter Dauerdruckbelastung. Die Wärmeleitfähigkeit ist gering. E. Foku 41 10 18

Zahnräder aus Preßstoff. E 5

M. H. Kraemer: Preßstoffzahnräder; Kunststoffe Bd 31, N 3 (III 41), S 75/87 (6 Sp, 6 L, 6 Sk, 1 Sb).

Hartgewebe-Zahnräder bestehen aus einem Schichtstoff, nämlich aus groben oder feinen Baumwollgewebebahnen, mit Phenol- oder Kresol-Formaldehyd-Harz getränkt, unter hohem Druck verpreßt und ausgehärtet, gegebenenfalls in der Wärme nachbehandelt. Der Werkstoff wird in Platten oder Rundscheiben oder als formgepreßte Räder in den Handel gebracht, wobei jeder Zahn gleiche Festigkeit hat. Die Biegefestigkeit ist 1,1 bis 1,5 kg/mm², die spangebende Bearbeitung leicht, bei hohen Schnittgeschwindigkeiten mit scharfen Werkzeugen. Hartgewebe ist widerstandsfähig gegen chemische Angriffe und bis 120° beständig. Kunstharz-Preßholz hat höhere Biegefestigkeit, ist aber quellempfindlich.

E. Foku 41 10 19

Prüfen des Grobgefüges mit Röntgenstrahlen. E 17

M. Katzenstein: Praxis zerstörungsfreier Werkstoffprüfung; Röntgen-Grobstrukturprüfung; Deutsche Motor-Zeitschrift Bd 18, N 7 (VII 41), S 272/78 (8 Sp, 6 L, 1 Sk).

Bei der Werkstoffprüfung mit Röntgenstrahlen ist das Leuchtschirmbild leicht zu deuten. Man erkennt Gußblasen und Fehler der Schweißnaht. Die Prüfgeräte sind narrensicher zu schalten. Bei Leichtmetallguß sind Filmaufnahmen nicht nötig; zum Durchleuchten braucht man Spannungen bis 250 kV. Lagerschalen können reihenweise durch Drehaufnahmen mit einem Zusatzgerät geprüft werden. E. Foku 41 10 20

Dämpfung von Holz durch innere Reibung. A 25 49

E. Rohloff und W. Lawrynowicz: Messung des durch die innere Reibung bedingten ln-Dämpfungsdekrements verschiedener Hölzer; Z. techn. Physik Bd 22, N 5 (V 41), S 110/111 (3¼ Sp, 1 Sk, 1 Sb, 1 Z, F).

Aus der Theorie der inneren Reibung fester Körper, die sich in der Dämpfung von Schwingungen äußert, folgt, daß die Dämpfung bei bestimmten Schwingungszahlen durch Wärmetransport im Körperinnern stark steigt. Bei Holz ist dies nur bei Dicken unter 1 mm und bei Schwingungszahlen unter 1 Hz zu erwarten. In der Tat war das Dekrement schwingender Holzstäbe zwischen 10 und 10 000 Hz von der Schwingungszahl unabhängig. Die früheren Messungen an Fichte, Ahorn, Kiefer und Eiche wurden auf Gabun, Pappel, Nußbaum, Birke und Rotbuche ausgedehnt. Die Probestäbe wurden zu Querschwingungen angeschlagen oder angerissen, deren Verlauf mit Spiegel und Linse auf lichtempfindlichem Papier aufgezeichnet. Die Luftreibung konnte vernachlässigt werden. Im Frequenzbereich von 10 bis 800 Hz betrugen die Dekremente, auf die Schwingweite Null extrapoliert, unabhängig von der Schwingungszahl 0,023 für Gabun bis 0,035 für Rotbuche oder Birke. E. Foku 41 10 21

Kunststoffe im erweichten Zustand. E 5-2

Ernst Jenckel: Vom Wesen des festen und erweichten Zustandes der Kunststoffe; Kunststoffe Bd 31, N 6 (VI 41), S 209/214 (11 Sp, 6 Sk, 8 Sb, F).

Die elastischen Spannungen eines erweichten Kunststoffes klingen sofort ab, und zwar in Sekunden-Bruchteilen auf 37 %. Diese „Relaxationszeit" wird dagegen im festen Zustand sehr groß. Dem wirklichen Verhalten wird man besser gerecht, wenn man mehrere Relaxationszeiten nebeneinander einführt. Bei langen Versuchen verhält sich danach ein Kunststoff oft anders als bei kurzen: viskoses Fließen gegen elastisches Verformen. Festigkeit und Sprödigkeit hängen nur mittelbar hiermit zusammen. E. Foku 41 10 22

Einfluß von Eisen und Mangan in eisenarmen Legierungen. E 29

H. Cornelius und W. Bungardt: Untersuchung über die Eignung warmfester Werkstoffe für Verbrennungskraftmaschinen; Lufo Bd 18, N 9 (20 IX 41), S 305/310 (11 Sp, 8 Sb, 6 Z).

Die DVL hat warmfeste Werkstoffe auf ihre Eignung für Abgasturbinenschaufeln geprüft (vgl. 41 10 24). Dabei wurden eisenarme Nickel-Kobalt-Chrom-Legierungen mit Zusätzen von Wolfram, Molybdän und Titan untersucht. Durch Zusatz von Eisen, Mangan u. dgl. verminderte sich die Dauerstandfestigkeit. Besser verhalten sich zwei hochlegierte Stähle. Die Zunderbeständigkeit war hier beträchtlich. E. Foku 41 10 23

Festigkeitseigenschaften warmfester austenitischer Werkstoffe. E 21 13-2

H. Cornelius und W. Bungardt: Untersuchung über die Eignung warmfester Werkstoffe für Verbrennungskraftmaschinen (III. Teil); Lufo Bd 18, N 8 (20 VIII 41), S 275/279, 9½ Sp, 5 Sb, 6 Z).

Im Temperaturgebiet von 600° bis 1000° wurden 22 austenitische Werkstoffe mit verschiedenem Gehalt an Fe, C, Si, Mn, Cr, Ni, Co, W, Mo usw. auf Dauerzugfestigkeit, Wärmedehnung, Elastizität, Änderung der Festigkeitseigenschaften beim Glühen und Zunderbeständigkeit untersucht. E. Foku 41 10 24

Wetter

Transparentfolien statt Gummi für Registrierballone. P 55

K. Eisele: Registrierballone aus Transparentfolien; Lufo Bd 18, N 4 (22 IV 41), S 147/154 (15½ Sp, 3 L, 4 Sk, 5 Sb, 1 Z, F).

Da mit Registrierballonen aus Gummi nur Höhen von 30 km erreicht wurden, suchte man nach einem neuen Werkstoff, der durch Ultraviolett, Ozon und Kälte nicht leidet. Geeignet sind mattschwarze Transparentfolien, die durch Absorption von Sonnenstrahlung geheizt werden. Da das Cuprophan nur 0,0065 mm dick ist, wurde ein Tragnetz aufgebracht. Bei 27 m³ Inhalt können Höhen bis 40 km erreicht werden. E. Foku 41 10 25



Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung

Ergebnis des Preisausschreibens 1940

Zu den am 1. April 1940 gestellten 4 Preisaufgaben, und zwar aus dem Gebiete des Flugzeugbaues, des Flugmotorenbaues, des Funkwesens und des Waffenwesens sind termingemäß bis zum 31. März 1941 insgesamt 31 Bewerbungen eingegangen, von denen 9 auf den Flugzeugbau, 14 auf den Flugmotorenbau, 2 auf das Funkwesen und 6 auf das Waffenwesen entfallen. Die Prüfung der Arbeiten aus dem Funkwesen und dem Waffenwesen konnte jetzt abgeschlossen und das Ergebnis den Preisträgern mitgeteilt werden. Entsprechend den Vorschlägen der Preisrichterausschüsse hat die Lilienthal-Gesellschaft für diese beiden Aufgaben Preise in einer Gesamthöhe von 4500 RM verteilt.

Die Aufgabe aus dem Funkwesen lautete:

„Es ist eine Übersicht und kritische Betrachtung der bisherigen Erfahrungen über die Ausbreitung von ultrakurzen Wellen (m-, dm-, cm-Wellen) zu geben. Die Möglichkeiten ihrer praktischen Verwendung sind zu untersuchen." Eingereicht wurde je eine Arbeit von Regierungsrat beim Reichspatentamt Karl *Zoller* und Dr.-Ing. Werner *Nestel.*

Die Arbeit von *Zoller* ist eine außerordentlich fleißige Zusammenstellung in der Art eines Handbuchartikels; es sind in ihr 184 Arbeiten berücksichtigt und es ist ungefähr alles aufgeführt, was im Schrifttum bekanntgeworden ist; zu einer kritischen Betrachtung fehlte dem Verfasser aber wohl die Erfahrung. Der Verfasser der zweiten Arbeit, *Nestel,* hat praktische Erfahrung und Urteil auf dem UK-Wellengebiet, und seine Arbeit ist deshalb wertvoller. Da aber auch diese Arbeit dem Thema nicht vollkommen gerecht wird, hat das Preisgericht beschlossen, einen ersten Preis nicht zu vergeben, sondern beiden Arbeiten je einen zweiten Preis in Höhe von 1000 RM zuzuerkennen.

Die Arbeiten befassen sich, wie das Thema verlangte, ausführlich mit der Ausbreitung und der praktischen Verwendung der UK-Wellen. Die zweite Arbeit behandelt außerdem ziemlich eingehend den gegenwärtigen Stand der Technik der Sender- und Empfängergeräte, deren Leistung ja für die Messung der Ausbreitung und für die praktische Verwendung eine erhebliche Rolle spielt. Interessant sind in der Arbeit von *Nestel* die Erfahrungen, die der Verfasser über die zeitlichen Änderungen der Empfangsfeldstärke in Griechenland gemacht hat, wo die Postverwaltung die Einrichtung eines Kurzwellenverkehrs zwischen dem Festland und den Inseln geplant hatte. Wertvoll sind auch in dieser Arbeit die Überlegungen, die der Verfasser auf Grund seiner Erfahrungen darüber anstellt, welche Vorteile die UK-Wellen für Zwecke wie den von der griechischen Postverwaltung geplanten, aber auch für den Rundfunk gegenüber den bisher meist verwendeten längeren Wellen bieten.

Die beiden Arbeiten geben zusammen ein gutes Bild über das Gebiet der UK-Wellen, das ja heute mehr als je in den Vordergrund getreten ist.

Auf dem Gebiet des Waffenwesens war eine systematische Übersicht und kritische Betrachtung der bisher bekanntgewordenen Visiere für bewegliche Flugzeugschußwaffen gefordert worden. Auf den mathematischen Grundlagen aufbauend sollten die verschiedenen — zumeist nur in Patentschriften veröffentlichten — technischen Ausführungen der Zielgeräte kritisch untersucht werden, insbesondere auch daraufhin wie weit die oft eingeschlagenen konstruktiv bedingten Näherungslösungen der genauen Vorhalteberechnung von besonderem Einfluß sind.

In vollem Umfange ist keine der sechs eingereichten Preisarbeiten der gestellten Aufgabe gerecht geworden, so daß ein erster Preis nicht verteilt werden konnte. Zusammengenommen ergeben aber die mit einem Preise ausgezeichneten Arbeiten doch den Überblick, den die Themenstellung erforderte, da sie sich durch verschiedene Art der Behandlung der Aufgabe in guter Weise ergänzen. So wird z. B. in einer der Arbeiten besonders ausführlich die Theorie des Zielproblems erörtert und untersucht, welche prinzipiellen Wege zur Lösung sich ergeben, abhängig davon, auf welche Art die Grundwerte gewonnen und weiter verarbeitet werden. Technische Ausführungsformen treten hier in den Hintergrund. Eine der anderen Arbeiten legt umgekehrt den Schwerpunkt der Untersuchungen auf die Betrachtung der konstruktiven Lösungen, die vom einfachsten Windfahnenvisier bis zu recht komplizierten französischen Vorschlägen für Kreiselvisiere durch zahlreiche und gut durchgearbeitete Abbildungen erläutert werden.

Eine eingehende Besprechung der einzelnen Preisarbeiten ist in diesem kurzen Überblick nicht möglich. Die Zusammenfassung der in den Arbeiten verschiedentlich angezogenen Patentschriften zeigt jedoch ein besonders interessantes Ergebnis, das einen gewissen Rückschluß auf die Bearbeitung der Zielgeräte in den einzelnen Staaten erlaubt. Von den angegebenen Patenten entfallen auf

Deutschland	28 %
Frankreich	34 %
England	18 %
USA	13 %
sonstige	7 %.

Gerade weil zur Kennzeichnung eines Zielverfahrens nur Beispiele besonderer Konstruktionsart aus der Patentliteratur ausgewählt wurden, ist der geringe Prozentsatz der herangezogenen englischen und amerikanischen Patente auffällig, trotz der bekannten Unterschiede in der Behandlung von Patenten in den einzelnen Staaten, und der Tatsache, daß sicherlich die neuesten Geräte in den veröffentlichten Patenten noch nicht enthalten sind.

Trotzdem hat sich, wie die Preisarbeiten zeigten, die Heranziehung der Patentschriften als Literaturquelle auch für Forschungsarbeiten bewährt und es ermöglicht, den theoretischen Überblick über das Visierproblem durch eine Reihe von technischen Ausführungsbeispielen wesentlich zu ergänzen.

Den nachfolgenden Bewerbern wurden Preise zuerkannt:

Dr.-Ing. Hans *Knobloch,* Berlin, ein zweiter Preis in Höhe von 750 RM für die Arbeit „Aufgabe und Leistung von Zielgeräten für bewegliche Bordschußwaffen", Dipl.-Ing. Walter *Werner,* Jena, ein zweiter Preis in Höhe von 750 RM für die Arbeit „Visiere beweglicher Flugzeugwaffen", Ingenieur Hermann *Mink,* Berlin, ein dritter Preis in Höhe von 500 RM für die Arbeit „Schießen aus der Luft", Reg.-Rat Dr.-Ing. Rudolf *Heimberger,* Berlin, ein dritter Preis in Höhe von 500 RM für die Arbeit „Die Visiere der beweglichen Flugzeugwaffen". Die Arbeit von Dipl.-Ing. Reinhold *Strobel,* Peenemünde, „Mathematik des Visiers für bewegliche Waffen" wurde ohne Zuerkennung eines Preises zur Veröffentlichung von der Lilienthal-Gesellschaft angekauft.

Das Ergebnis der Arbeiten aus dem Flugzeugbau und dem Flugmotorenbau wird in Kürze veröffentlicht. Ein neues Preisausschreiben der Lilienthal-Gesellschaft wird vorbereitet.

Bj.



Kurznachrichten

Treibstoff mit Alkoholzusatz in Schweden. Die schwedische Luftverkehrsgesellschaft A.-B. Aerotransport verwendet für ihre sämtlichen Flugzeuge ein Treibstoffgemisch aus 75 % Benzin von 70 Oktan und 25 % 99,5 %igem Aethanol (einem aus Holz gewonnenen Alkohol). Dieses Gemisch hat die Oktanzahl 85 und kann durch Bleitetraäthylzusatz auf 87 Oktan gebracht werden. Der Betrieb mit diesem neuen Kraftstoff erfordert allerdings Änderungen am Triebwerk, die vor allem Vergaser und Kraftstoffbehälter betreffen.

Die Entwicklung von Hub- und Tragschraubern begegnet in letzter Zeit in den USA regem Interesse. Bei vielen Mustern scheinen die Kinderkrankheiten noch nicht überwunden zu sein; Lande- und Starteigenschaften befriedigen nicht, der Flugzeugführer wird übermäßig beansprucht und ermüdet und die Zulademöglichkeiten sind ungenügend. Neuerdings hat ein Hubschrauber der Platt-La Page Aircraft Co. in Eddystone (zwei Schrauben) Versuchsflüge aufgenommen.

Flugzeuge aus Kunststoffen. Die kanadische Luftwaffe hat Pläne zur Herstellung von Rümpfen aus Kunststoffen für das Flugmuster Avro Anson, ein zweimotoriges Küstenaufklärungs- und Übungsflugzeug, genehmigt.

Die Flugmotorenwerke NOHAB in Trollhättan wurden in Svenska Flygmotor A. B. umbenannt.

Familienbombe aus USA. Jacob Baker aus Cleveland, Ohio, hat eine sogenannte Familienbombe konstruiert. Um eine Hauptbombe normaler Bauart sind kranzförmig kleinere Bomben angeordnet, so daß die Gesamtbombe von vorn gesehen dem Aufbau eines Sternmotors ähnelt. Die kleinen Bomben können in jeder vorbestimmten Höhe von der Hauptbombe gelöst werden. Über die Brauchbarkeit der Neukonstruktion ist nichts bekannt.

Britischer Jagdeinsitzer „Typhoon". Der neue, von den Briten vielgepriesene Jagdeinsitzer Hawker „Typhoon" zeigte bei der Motorprüfung so starke Leitwerkschwingungen, daß auch der Rumpf beeinflußt und teilweise die Stoffbespannung abgerissen wurde. Das Flugzeug ging bei der Landung zu Bruch.

Der Rückstoßantrieb wird neuerdings in verschiedenen Ländern mit wachsendem Interesse diskutiert. Wurde ursprünglich vorzugsweise an die Ausnutzung der Abgasenergie in Abgasturbinen oder Strahldüsen gedacht, so wird für die Zukunft von mancher Seite an eine Ablösung des Luftschraubenantriebes geglaubt; bis jetzt ist der Rückstoßantrieb allerdings noch nicht über theoretische Ansätze hinausgelangt. Die Universität New York hat Versuche mit Raketen wieder aufgegriffen, das Royal Aircraft Establishment in England Versuche mit einem in einen Düsenkörper eingebauten Rolls Royce „Merlin"-Motor gemacht; ähnliche Versuche sind von den Franzosen bekanntgeworden. Schließlich sind das Campini-Flugzeug (vgl. N 7 S 211/12) und Versuche in der Schweiz zu nennen (vgl. auch N 8 S 260 Foku E. 41 08 13).

Luftfahrtforschungsanlagen in Australien und Kanada. Bei Ottawa wurde eine Luftfahrt-Versuchsanstalt errichtet. Zu der Ausrüstung gehören große und kleine Windkanäle und ein Wasserkanal von 183 m Länge und 7,6 m Breite, ferner ein vertikaler Trudelkanal. Das Motorenprüfhaus erhält zwei Prüfstände für 500 und 1000 PS-Motoren. Auch bei Melbourne wurde eine Versuchsanstalt fertiggestellt, die dem Council for Scientific and Industrial Research (CSIR) unter steht.

Persönliches aus der Luftfahrttechnik

Generalarzt Professor Dr. Koschel 40 Jahre Luftfahrerarzt. *Am 1. Oktober 1901 wurde das Preußische erste Luftschifferbataillon geschaffen. Dr. Koschel wurde Truppenarzt dieses Bataillons. Seitdem hat er ununterbrochen im Dienste der Luftfahrtmedizin gestanden und ist heute der dienstälteste deutsche Luftfahrtmediziner. Dr. Koschel machte bereits als Truppenarzt des Luftschifferbataillons seine ersten luftfahrtmedizinischen Beobachtungen als Freiballonführer. Seinen militärischen Freiballonführerschein, der die Nr. 1 trägt, hat er bis zur Gegenwart gültig erhalten; auch errang er bei Ballonwettfahrten viele erste Preise. Mit dem Entstehen der Motorfliegerei widmete sich Dr. Koschel den neu auftretenden luftfahrtmedizinischen und luftfahrtphysiologischen Fragen. In der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt hielt er bereits im Jahre 1913 einen grundlegenden Vortrag über die an den Luftfahrer zu stellenden körperlich-seelischen Anforderungen. Was alle, die bei ihm eine fliegerärztliche Untersuchung durchgemacht haben, als seine Grundauffassung kennen, legte er bereits damals in seiner Arbeit fest: Entscheidender als der Organbefund ist die Persönlichkeit des Luftfahrers. Während des Weltkrieges war Dr. Koschel Chef des Luftwaffensanitätswesens beim Feldflugchef und später im Stabe des Kommandierenden Generals der Luftstreitkräfte. Durch Ausbildung als Artillerieflieger, Lichtbild- und Bombenoffizier und durch Flüge an vielen Fronten lernte er praktisch die an den Flieger zu stellenden Anforderungen kennen. Als bei Einführung des Fallschirms einige Todesfälle das Vertrauen zum Fallschirm erschütterten, sprang Dr. Koschel selbst mit dem Fallschirm ab, veröffentlichte seine Beobachtungen über den Absprung und trug durch sein Eintreten wesentlich zur Einführung des Fallschirms bei. Mit 43 Jahren erwarb Dr. Koschel, im Jahre 1918, zusätzlich zur medizinischen die philosophische Doktorwürde. Nach dem Weltkriege betreute er als Arzt die zivile Luftfahrt und wurde Vertrauensarzt der Deutschen Lufthansa. Im Jahre 1935 wurde er in das Sanitätskorps der neuen Luftwaffe berufen und leitet seit dieser Zeit die Fliegeruntersuchungsstelle I Berlin.*

Generalarzt Dr. Koschel ist vielen Fliegern als ihr Luftfahrerarzt bekannt. Auf fachwissenschaftlichen Tagungen hat er in Vorträgen und Diskussionen wesentliche Beiträge zum Forschritt der deutschen Luftfahrtmedizin geliefert.

Dr.-Ing. E. h. Robert Bosch. *Am 23. September 1941 überreichte Reichsorganisationsleiter Dr. Ley im Auftrage des Führers Dr.-Ing. E. h. Robert Bosch aus Anlaß seines 80. Geburtstages als 5. Betriebsführer des Großdeutschen Reiches die Urkunde und Ehrennadel in Gold zur Auszeichnung „Pionier der Arbeit". Zwei Aussprüche kennzeichnen den Mann Robert Bosch: „Unerträglich ist der Gedanke, mir könne einer berechtigt nachweisen, daß ich irgendwie Minderwertiges leiste" und „Lieber Geld verlieren als Vertrauen". Als 11. Kind eines Bauern und Gastwirts in Albeck b. Ulm geboren, hat Bosch in wechselvollen Lehr- und Wanderjahren nach einem aus eigener Kraft ermöglichten Studium an der Technischen Hochschule Stuttgart Amerika und England kennengelernt. Schon 1886 gründet er jedoch, in seine schwäbische Heimat zurückgekehrt, eine feinmechanische Werkstätte mit der Absicht, „Apparate, möglichst elektrotechnische, zu bauen". Heute verbindet die ganze Welt mit dem Namen Bosch die klare Vorstellung bester deutscher Präzisionserzeugnisse. Hier sei nur daran erinnert, daß der im Jahre 1902 von Bosch geschaffene Hochspannungsmagnetzünder erst den Bau von Otto-Motoren ermöglichte und daß die 1927 herausgegebene Einspritzpumpe den Dieselmotor für Kraftwagen lebensfähig machte. Das Entscheidende jedoch ist, daß Bosch die Präzisionsmechanik in den Maschinenbau einführte und daß er mit seinem technischen Können die Gabe kaufmännischer Planung und Initiative als fortschrittlicher und seiner Zeit vorauseilender Betriebsführer verband.*

Wenn Robert Bosch auch gemeinhin der Elektrotechnik „zugeordnet" wird, so denkt doch auch die Luftfahrttechnik seiner anläßlich seines 80. Geburtstages mit besonderer Dankbarkeit. Tragen doch die hochqualifizierten Boschgeräte und Maschinenteile wesentlich zur Überlegenheit unserer Luftwaffe bei.

Professor Dr. C. Krauch, *Vorsitzer des Aufsichtsrates der IG. Farbenindustrie, Generalbevollmächtigter des Reichsmarschalls für Sonderfragen der chemischen Erzeugung und Leiter des Amtes für Wirtschaftsausbau wurde von der Universität Heidelberg die Würde eines Dr. rer. nat. e. h. verliehen. Professor Krauch ist Ordentliches Mitglied der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung seit ihrer Gründung.*

BUCHERSCHAU

Der Flug. Von Ing. Helmuth *Wenke.* 208 Seiten mit 169 Abbildungen. Verlag Dr. M. Matthiesen & Co., Berlin. 1941. Preis: geb. 8,— RM, kart. 6,50 RM.

Der vorliegende Band beschreibt unter Zugrundelegung der in vorhergehenden Bänden der Reihe behandelten mathematischen, physikalischen und atmosphärischen Gesetze die wichtigen Vorgänge bei der Bewegung des Flugzeugs, die für den Theoretiker, den Techniker und das fliegende Personal gleichgroße Bedeutung haben. Die Art der Darstellung geht am besten aus dem Vorabdruck der Kapitel: „Abflug- und Landeformeln in einfacher Ableitung", den wir in N 3 S 91 und „Der Sturzbombenwurf", N 4 S 115 brachten, hervor. *Sn.*

Der Segelflug im Wettbewerb der Völker. Von Hubert *Zuerl.* 207 Seiten mit 75 Abbildungen. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin. 1941. Preis: geb. 6,50 RM.

Der Weg der Segelflugbewegung von der Rhön in die ganze Welt wird hier durch führende Segelflieger und hervorragende Sachkenner eingehend dargestellt. Das Buch ist dabei keine trockene Aufzählung; man spürt in jedem der einzelnen Aufsätze den hingebenden Idealismus und die ausdauernde Arbeit, durch die der Segelflug bei allen Kulturnationen zu seiner heutigen Höhe entwickelt wurde. *Sn.*

Luftfahrt-Englisch. Von Karl *Kahsnitz.* Drittes Sonderheft der „Dolmetscher-Bereitschaft". 150 Seiten mit zahlreichen Abbildungen. Herausgegeben und zu beziehen von der Reichsfachschaft für das Dolmetscherwesen, Berlin W 15. Preis: 4,50 RM (für Mitglieder 4,— RM) zugleich 0,40 RM Versandspesen.

Die vorliegende Zusammenstellung entstand als Leitfaden für Kurse in Luftfahrt-Englisch, die der Verfasser bei der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, bei Werken der Luftfahrtindustrie und bei der Reichsfachschaft für das Dolmetscherwesen abgehalten hat. Die Brauchbarkeit des Buches geht aus einer kurzen Zusammenstellung des Inhaltes am besten hervor: Der Dolmetscher und Übersetzer findet darin eingehende Erläuterungen, Aussprachebezeichnungen und Übersetzungen aller wichtigen Luftfahrtausdrücke, sowohl nach Sachgebieten geordnet, als auch in alphabetischer Reihenfolge. Zweckmäßig zusammengestellte Umrechnungstafeln für die Maßeinheiten und ein umfassendes Verzeichnis üblicher Abkürzungen erleichtern ebenfalls die Übersetzungsarbeit. Ebenso erhält der Luftfahrtingenieur dadurch ein wertvolles Hilfsmittel beim Studium seiner Fachliteratur. Zahlreiche zum Teil perspektivische Zeichnungen ergänzen die Wörterverzeichnisse. *Sn.*

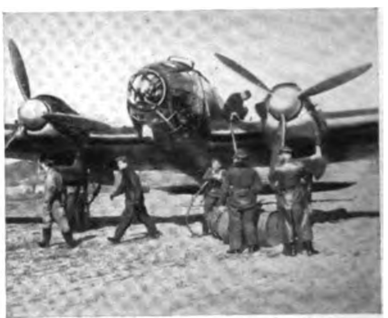
Kleines deutsch-russisches Technisches Wörterbuch. Bearbeitet von Dipl.-Ing. Heinrich *Koch.* 176 Seiten. Ost-Europa-Verlag G. m. b. H., Königsberg (Pr.). 1941. Preis: kart. 1,50 RM.

Neben der Wiedergabe gebräuchlicher Redewendungen bringt das handliche Bändchen mehr als 5000 Wörter aus allen Gebieten der Technik sowohl in russischer Übersetzung, wie in möglichst einfacher Bezeichnung der Aussprache. Dazu kommt eine Aufstellung der russischen Zahlwörter von Zeitangaben, Längen, Flächen und Hohlmaßen, Geld und Gewichten und gebräuchlichen russischen Anschriften, wie man sie an Gebäuden, Maschinen usw. findet. *Sn.*

Berichtigung: *In Heft 8 (August) 1941 ist die Skizze Abb. 5 auf Seite 238 mit der Skizze Abb. 11 auf Seite 239 zu vertauschen. — In Heft 9 (September) 1941 muß es in der Bildunterschrift Seite 265 sinngemäß heißen: Sturzkampfflugzeuge . . .*

Umschlag:

Auf einem deutschen Feldflugplatz. Sobald die Flugzeuge vom Feindflug zurück sind, nimmt sich das Bodenpersonal ihrer an. Die Brennstofftanks werden neu gefüllt, die Motoren nachgesehen usw., um in kürzester Zeit alle Maschinen für den neuen Einsatz fertig zu machen



PK-Aufnahme (PBZ)

INHALT

Hauptschriftleiter: O. Hollbach, z. Z. im Wehrdienst. Vertretung: K. Simon, Hauptschriftleiter i. N., Berlin-Zehlendorf. Zuschriften an die Schriftleitung unter: Berlin SW 68, Kochstr. 5. Fernruf: 19 45 00. Anzeigenleiter und verantwortlich für den Inhalt der Anzeigen: P. Falkenberg, Berlin W 62. Zur Zeit gilt Anzeigen-Preisliste Nr. 7. Druck: Ernst Siegfried Mittler und Sohn, Buchdruckerei, Berlin. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin SW 68.



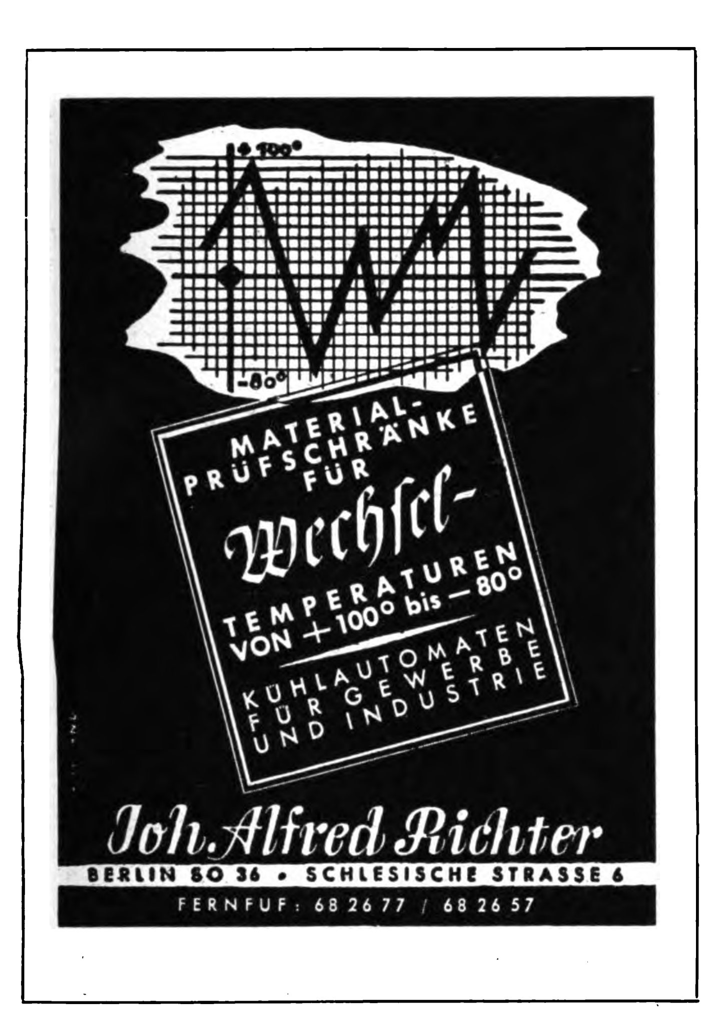

DKF
Flug-Lager
NACH SONDERVORSCHRIFTEN
FÜR PLEUEL - KOLBENBOLZEN -
KIPPHEBEL - GETRIEBE - GEBLÄSE
PROPELLER USW. FERNER ALS
SPEZIALITÄT: LAGERNADELN
DEUTSCHE KUGELLAGERFABRIK
G.M.B.H. - LEIPZIG • W 31

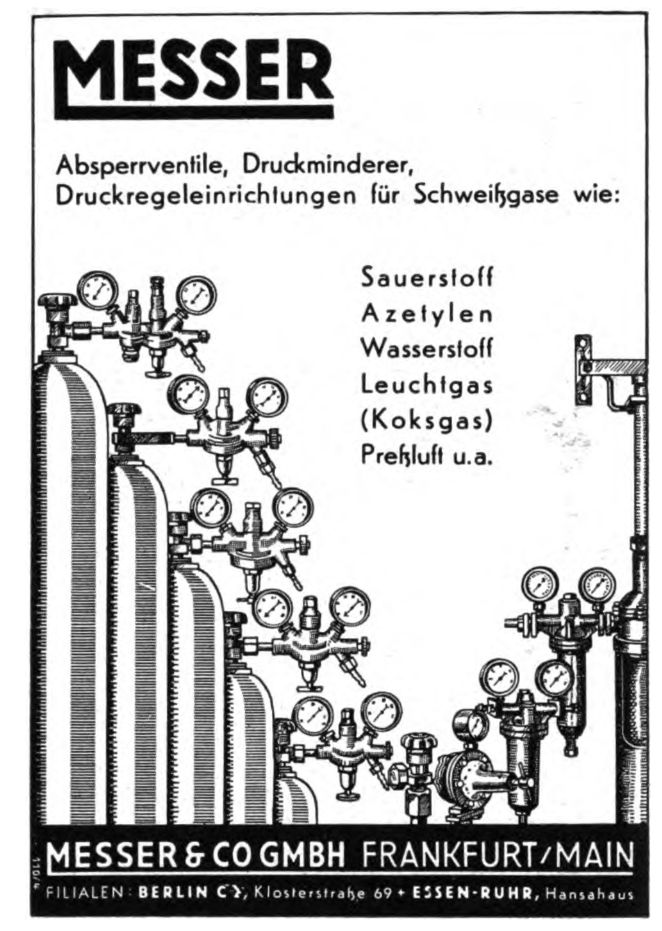

RADIUM
LEUCHTMASSEN
DR. STAMM
„TYP WETTERHART"
DR. H. STAMM, VILLINGEN (SCHWARZWALD)
VERTRIEB FÜR DIE GERÄTEINDUSTRIE:
RADIUM-LICHT W. BANDELIN, BERLIN W 9


AEG
Befeuerung und
Ausstattung
von
Fluglinien
und
Landeplätzen
ALLGEMEINE ELEKTRICITÄTS-GESELLSCHAFT

8624


SCHARFE LICHTPAUSEN..?
Dann die tiefschwarze Pelikan-Perltusche nehmen; sie schließt jeden Mißerfolg aus, ganz gleich, ob die Original-Zeichnungen neu oder viele Jahre alt sind. Mit
Pelikan - PERLTUSCHE
gezogene Linien und Kreise verwischen nie und sind radierfest. Eine angeschmutzte Zeichnung kann daher mühelos mit einem weichen Bleigummi (wie Pelikan-S) gesäubert werden.
Auch von geschwächten Augen wird eine Tusche-Zeichnung schnell erfaßt. Bei farbig angelegten Flächen bleiben die schwarzen Tusche-Konturen gut sichtbar, denn Pelikan-Perltusche ist wasserfest.
Die farbigen Pelikan-Ausziehtuschen (in 38 Farbtönen und Schwarz) unterstützen die Arbeit dort, wo farbige Kennzeichnungen die Übersicht erleichtern sollen.
Pelikan-Tuschen benutzen bedeutet demnach: Für geringe Mehrarbeit wesentliche Vorteile.
Feinste wasserfeste Pelikan
Günther Wagner
Pelikan Perl-Tusche
GÜNTHER WAGNER
GÜNTHER WAGNER · HANNOVER
Seit 1838. Hersteller von Mal- und Zeichenbedarf


+100°
-80°
MATERIAL-
PRÜFSCHRÄNKE
FÜR
Wechsel-
TEMPERATUREN
VON + 100° bis — 80°
KÜHLAUTOMATEN
FÜR GEWERBE
UND INDUSTRIE
Joh. Alfred Richter
BERLIN SO 36 • SCHLESISCHE STRASSE 6
FERNFUF: 68 26 77 / 68 26 57


MESSER
Absperrventile, Druckminderer,
Druckregeleinrichtungen für Schweißgase wie:
Sauerstoff
Azetylen
Wasserstoff
Leuchtgas
(Koksgas)
Preßluft u.a.
MESSER & CO GMBH FRANKFURT/MAIN
FILIALEN: BERLIN C 2, Klosterstraße 69 + ESSEN-RUHR, Hansahaus

33 II r



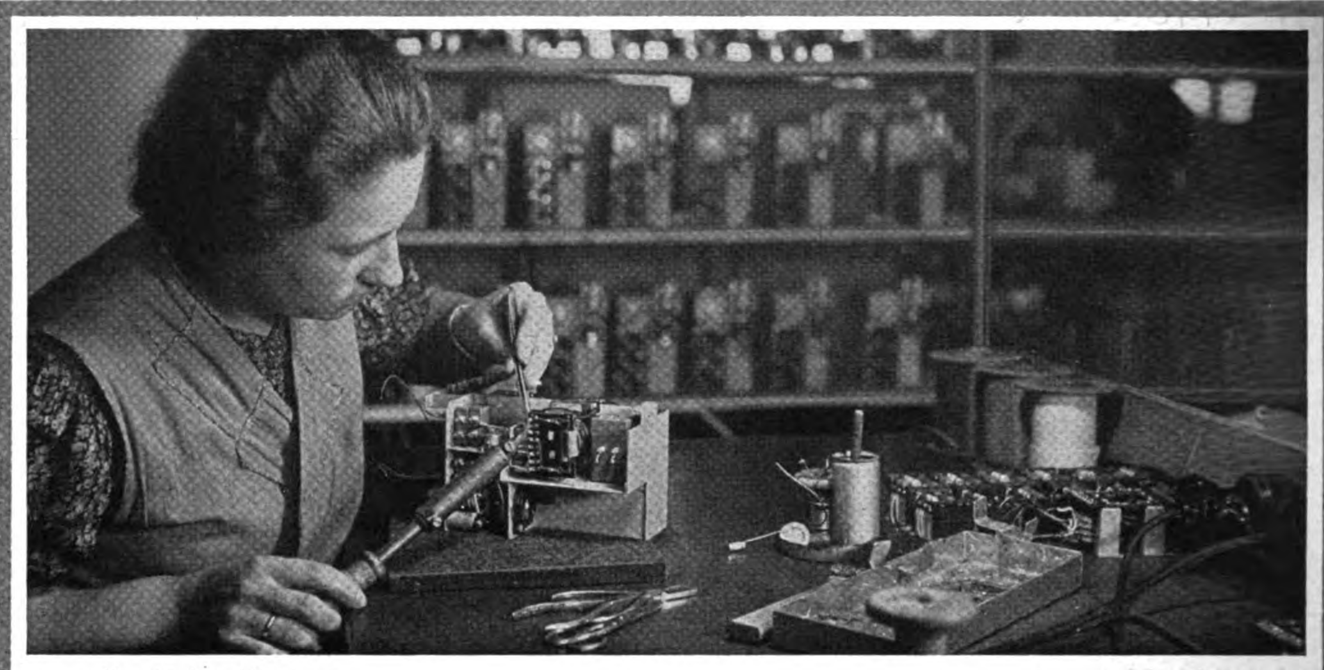
„Reinz-Spezial"
b
c
a
Die technischen Vorzüge der
Reinz-Spezial-Dichtung
gestatten höchste Beanspruchung für fast alle Betriebszwecke.
Man beachte: „Reinz-Spezial" besteht aus einem kombinierten Asbest-Metall-Gewebe. – Ein glättender, hauchdünner Asbestgemisch-Überzug ist innig damit verbunden. Die Kette besteht aus Metalldraht a, der Schuß aus Asbestfaden b mit Metallseele c. Bei entsprechender Pressung werden die Asbest-Schuß-Fäden flachgepreßt und bewirken die Abdichtung. Die Metall-Kett-Fäden gewährleisten eine vorzügliche Wärme-Überleitung.
Nicht mit einem harten Drahtgewebe, Metallbördel oder einer Gummi-Asbest-Masse wird bei „Reinz-Spezial" gedichtet, sondern mit dem Asbest-Metall-Gewebe. Dadurch wird eine vollkommene Abdichtung, Unauflöslichkeit, Unnachgiebigkeit im Betriebe, Schonung der Dichtflächen und eine Verbindung erreicht, die bei einwandfreien Dichtflächen und genügender Pressung mit einer Zusammenschweißung vergleichbar ist.
HUGO
REINZ
BERLIN-SPANDAU

DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN



VERLAG E. S. MITTLER & SOHN BERLIN   PREIS RM 1,– IM AUSLAND RM 1,50


Verstärker-Montage
FRIESEKE & HÖPFNER
SPEZIALWERKE FÜR FLUGFUNKTECHNIK
POTSDAM - BABELSBERG




ELEKTRON • HYDRONALIUM • IGEDUR • ELEKTRON • HYDRONALIUM • IGEDUR • ELEKTRON • HYDRONALIUM • IGEDUR • ELEKTRON • HYDRONALIUM • IGEDUR
ELEKTRON
HYDRONALIUM
IGEDUR
Die Leichtmetalle der
I·G·FARBENINDUSTRIE
AKTIENGESELLSCHAFT
Bitterfeld


Geräte für mechanische
und hydraulische Betätigung
Spezial-Präzisions-Massenteile
Behälter aller Art und Aggregate
aus Stahl und Leichtmetallblech
für die Luftfahrt-, Kraftfahrzeug-,
Motoren- und verwandte Industrie
Dr. Gaspary & Co. Aktiengesellschaft
Markranstädt - Leipzig

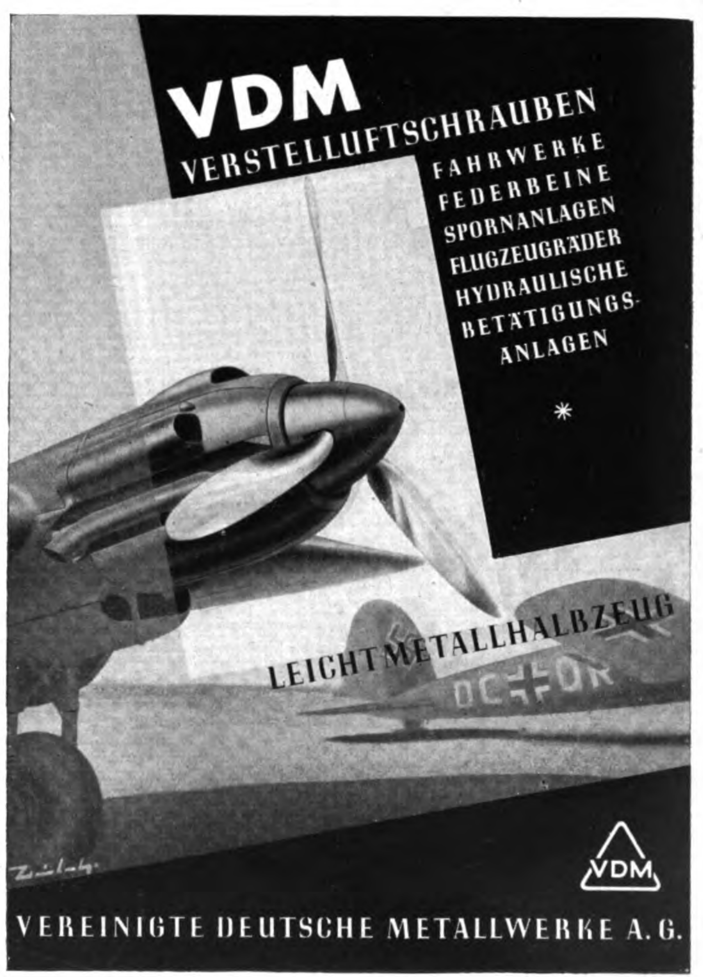
ERNST HEINKEL FLUGZEUGWERKE G.M.B.H.
SEESTADT ROSTOCK
HEINKEL-WERKE G.M.B.H., ORANIENBURG

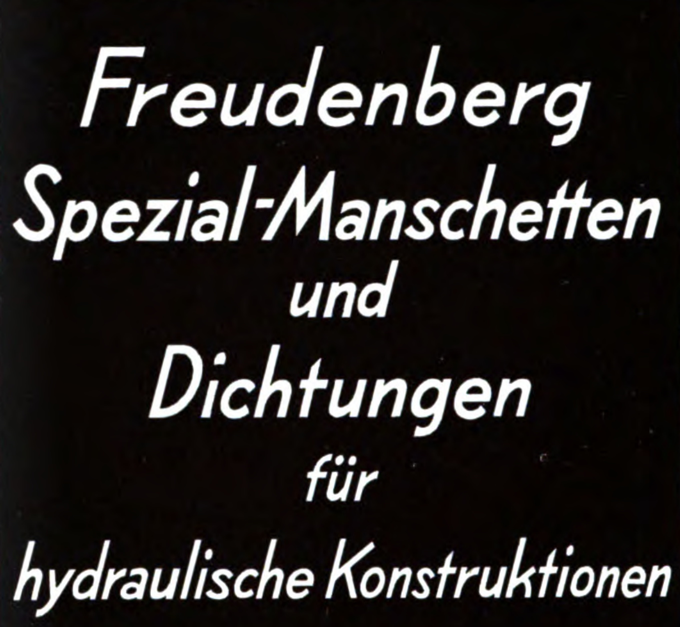
HEINKEL

Meldung im 14-Uhr-Nachrichtendienst am 1. September 1941

Der Kampfgeist deutscher Flieger und die hervorragende Qualität deutscher Flugzeuge zeigt sich erneut bei einem Luftkampf zwischen einem deutschen Kampfflugzeug vom Typ He 111 und zwei sowjetischen Jägern. Von den beiden Jägern, die das deutsche Kampfflugzeug anzugreifen versuchten, wurde die eine Rata nach kurzem Schußwechsel abgeschossen, während der zweite Jäger im Luftkampf von der He 111 gerammt und hierbei an der linken Tragfläche so stark beschädigt wurde, daß die Rata senkrecht abstürzte und durch Aufschlagbrand am Boden vernichtet wurde. Das rammende deutsche Kampfflugzeug erlitt hierbei Beschädigung am Leitwerk, konnte aber vermöge seiner hohen Qualität und der Geschicklichkeit der Besatzung noch glatt in seinem Heimathafen landen.

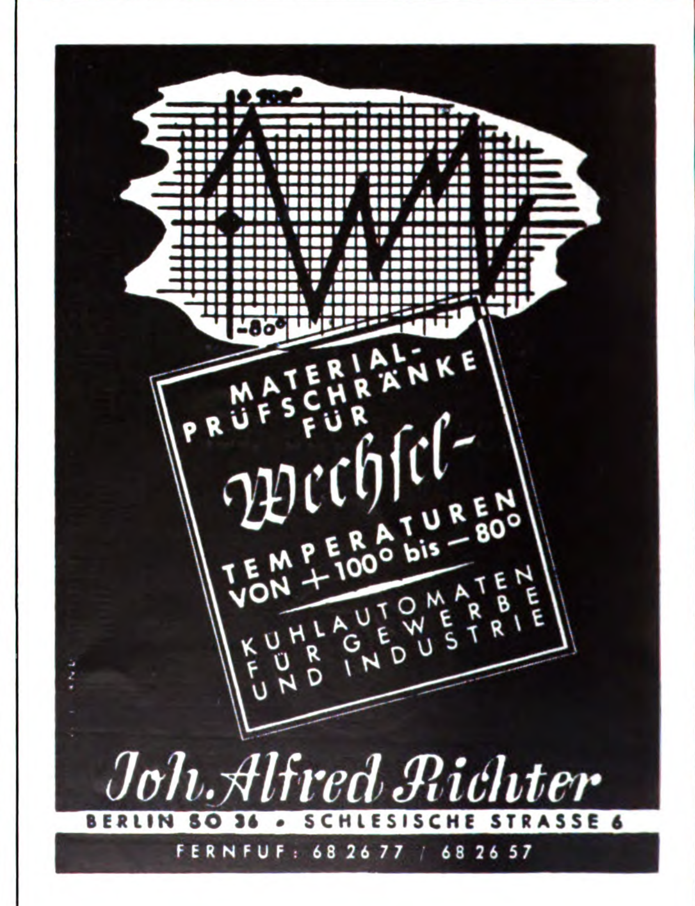





Freudenberg
Spezial-Manschetten
und
Dichtungen
für
hydraulische Konstruktionen


DER GROSSE DESSAUER
Arbeitszylinder
Dichtungs-Werkstoff: „Simrit"
cFw
Wir beraten Sie gern
in allen Dichtungsfragen
CARL FREUDENBERG
WEINHEIM (BERGSTR.)
SIMMERWERK

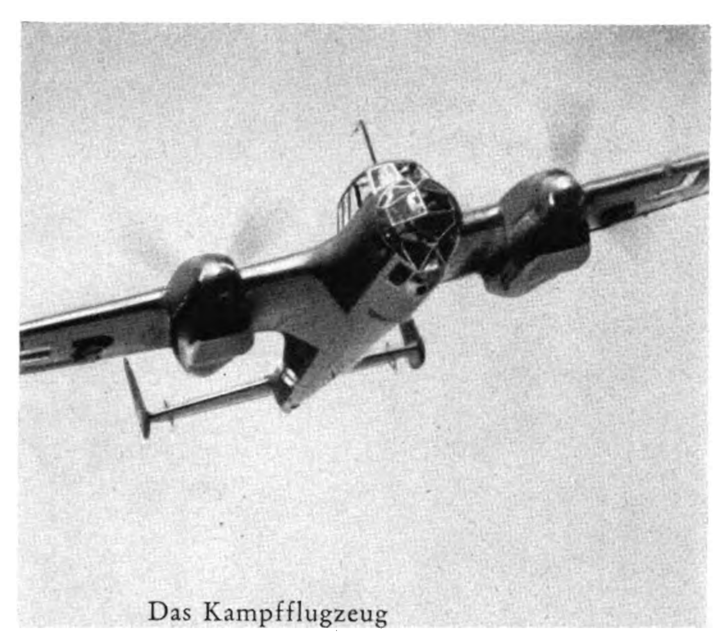

Liter
°C
A
ELEKTRISCHE MESSGERÄTE FÜR LUFTFAHRZEUGE
H&B
HARTMANN & BRAUN
A-G
FRANKFURT/MAIN


-80°
MATERIAL-
PRÜFSCHRÄNKE
FÜR
Wechsel-
TEMPERATUREN
VON + 100° bis — 80°
KUHLAUTOMATEN
FÜR GEWERBE
UND INDUSTRIE
Joh. Alfred Richter
BERLIN SO 36 • SCHLESISCHE STRASSE 6
FERNRUF: 68 26 77 / 68 26 57



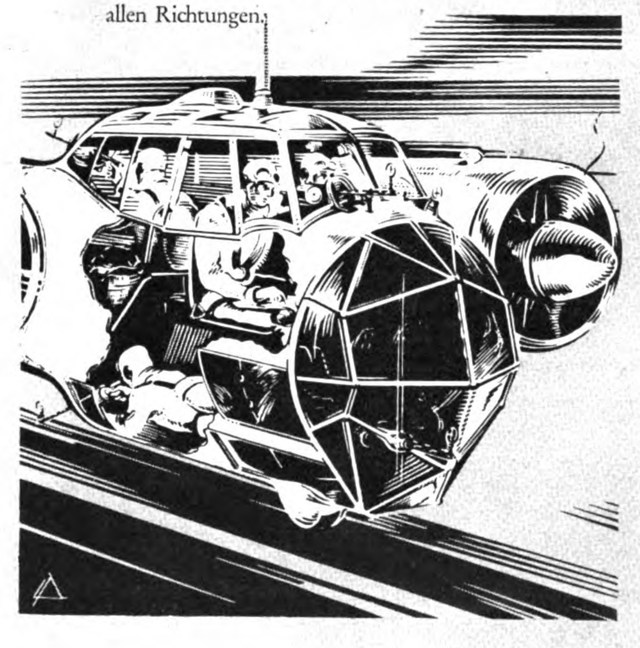


NOGRA-
GERÄTE FÜR KRAFT-UND LUFTFAHRT
DIPL. ING. R. NÖLLE, BERLIN NW 7
FRIEDRICHSTRASSE 110, HAUS DER TECHNIK, TEL. 428061



DORNIER DO 215

verbindet hervorragende Flugeigenschaften mit hoher Kampfkraft. Die Anordnung der Waffen gewährleistet beste Schußfelder nach allen Richtungen.



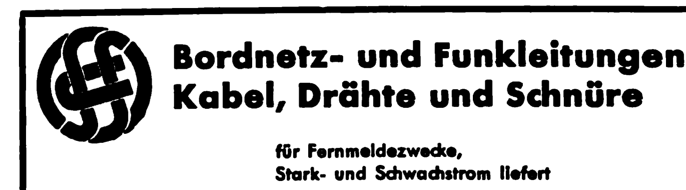
Die geräumige Vollsichtkanzel nimmt die gesamte 4-köpfige Besatzung auf, die in Flug und Kampf ideal zusammenarbeiten kann.

DORNIER-WERKE
G. M. B. H. / FRIEDRICHSHAFEN


Triebwerk- und Flugüberwachungsgeräte
Feingetriebe für Sonderzwecke
Elektrische und mechanische Temperaturregler für Kühl- und Schmierstoff
Prüfanlagen für Leitungen und Geräte
Prüfstände für Nah- und Ferndrehzahlmesser
Tachoskop, stroboskopisches Handgerät für Drehzahl- und Frequenzmessungen
BRUHN-WERKE G.M.B.H., BERLIN


RUPPNABE
Für HOLZ- und METALLPROPELLER jeder Motorentype
Größte Betriebssicherheit
Erhohte Wirtschaftlichkeit
ALBERT RUPP
Berlin-Neukölln 1


TRANSFORMATOREN
Gleichrichter
Wechselrichter
Umformer
Verstärker
Spezialgeräte für Luftfahrt und Marine
KUHNKE
H. KUHNKE·KIEL


Bordnetz- und Funkleitungen
Kabel, Drähte und Schnüre
für Fernmeldezwecke,
Stark- und Schwachstrom liefert
SCHULZE & SCHNEIDER, Draht- & Kabelwerk G. m. b. H.
Schönow (Post Bernau bei Berlin)

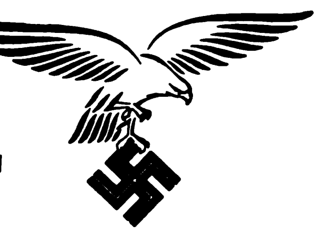

VELMA
FERTIGUNG VON
MASCHINENWAFFEN
ENTWICKLUNG U. FERTIGUNG VON
VORRICHTUNGEN
WERKZEUGEN
LEHREN
VELTENER MASCHINENBAU
GMBH / VELTEN / MARK


REWEKO
Meisterwerkzeuge
CHROM-VANADIUM
H. F. NEUMEYER
WERKZEUGFABRIK
REMSCHEID-HASTEN
Gegr. 1878

Digitized by Google

DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe **LUFTWISSEN**



MIT MITTEILUNGEN DER DEUTSCHEN AKADEMIE DER LUFTFAHRTFORSCHUNG
UND DER LILIENTHAL-GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRTFORSCHUNG

Herausgegeben unter Mitwirkung des Reichsluftfahrtministeriums. Hauptschriftleitung: Otto Hollbach

Luftwissen, Band 8 N 11, S 329/360 Berlin, November 1941

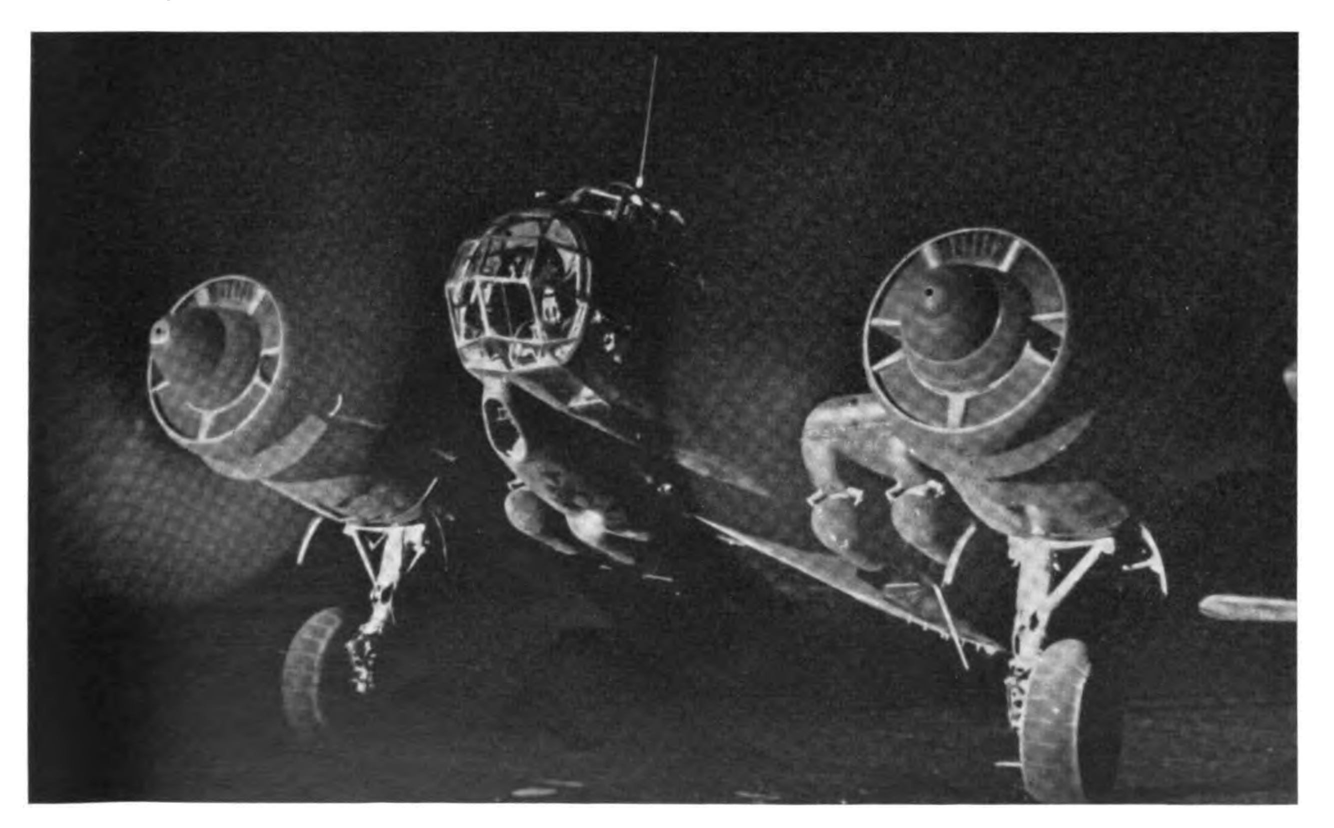
Die Kraft der Sowjets gebrochen

Der Einsatz der Luftwaffe im Oktober

Obwohl im Osten der Herbst mit schweren Regenfällen, die teilweise zu einer völligen Verschlammung der Straßen führten, bereits eingesetzt hatte und der Winter vor der Türe stand, wurden die deutschen Operationen gegen die Sowjets auch im Oktober mit voller Wucht fortgesetzt. Eine Reihe großer Vernichtungsschlachten hatten als Ergebnis, daß die Kraft des Bolschewismus nunmehr endgültig gebrochen ist, wenn auch die Kämpfe mit den restlichen Streitkräften noch andauern. Die Wehrmacht der Sowjets kann nach den Entscheidungsschlägen im Oktober für so weitgehend vernichtet gelten, daß sie höchstens noch zur Abwehr, aber keineswegs mehr zu Angriffshandlungen gegen den europäischen Raum befähigt ist. Wenn man bedenkt, daß im Osten noch im Juni eine ungeheure Streitmacht, ausgerüstet mit einer Unzahl technischer Waffen und einer zahlenmäßig überaus großen Luftmacht, zum Angriff nach Westen bereit stand, so muß die seitdem erzwungene Entscheidung als wahrhaft geschichtlich bezeichnet werden.

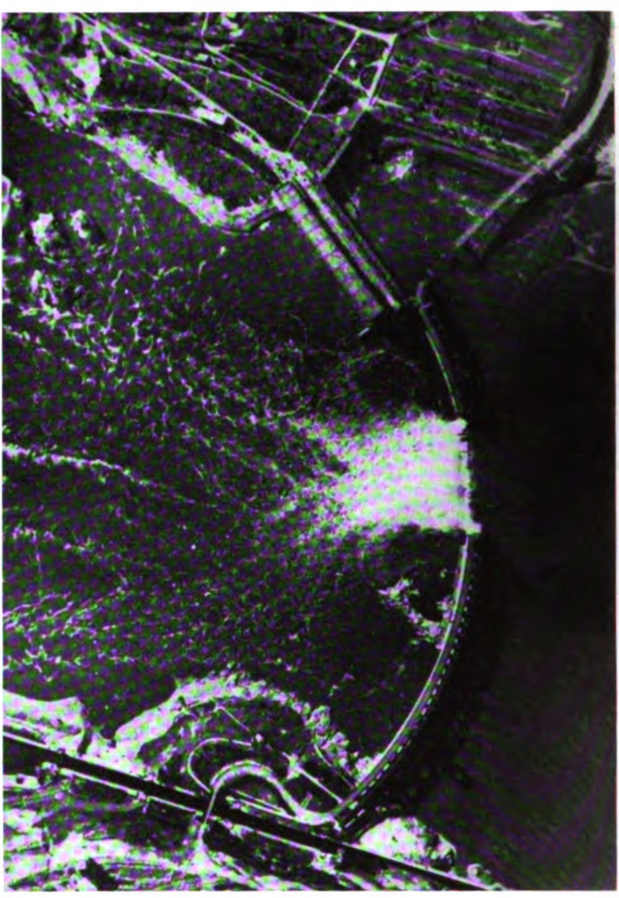
Durchbruch an der Frontmitte

Nachdem die große Umfassungsschlacht bei Kiew beendet war, wurden in den ersten Oktobertagen an der weiten Front etwa vom Unterlauf der Desna bis zu den Waldaihöhen neue Durchbruchskämpfe eingeleitet. Blitzschnell geführte und tiefe Stöße der deutschen Panzertruppen führten in wenigen Tagen zur Bildung von zwei großen Kesseln bei Brjansk und Wjasma, in denen nahezu die gesamten Kerntruppen der sowjetischen Mittelfront eingeschlossen wurden. In kürzerer



Nachtstart eines deutschen Kampfflugzeuges



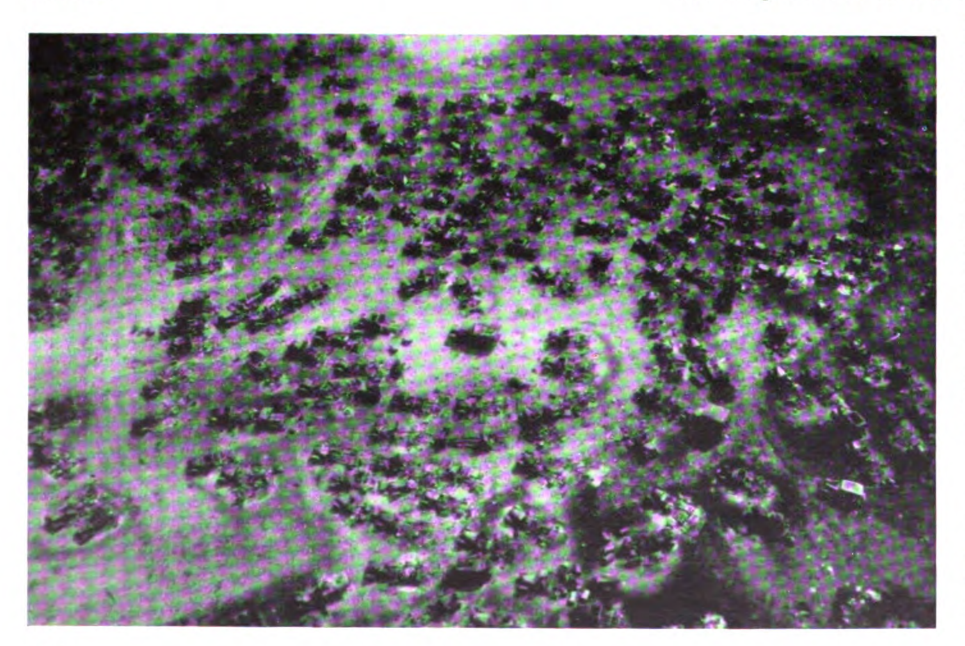


Runen des Krieges. Die Sowjets versuchen vor ihrem Abzug nach Möglichkeit alle militärisch wichtigen Anlagen zu vernichten. So wurde kurz vor der Einnahme von Odessa die im linken Bild zu sehende Bahnanlage am Nordrande der Stadt gesprengt. Das rechte Bild zeigt den mächtigen Dnjepr-Staudamm bei Saporoshje, der von den Sowjets vor ihrem Rückzug an einer Stelle acht Meter unter der Krone gesprengt wurde. Mit diesem Vernichtungswerk beraubten die Sowjets selbst einen großen Teil des Donez-Beckens der Stromversorgung. Besonders deutlich wird die Sprengung durch die Schatten, die auch die Zerstörung einer Zufahrtsbrücke erkennen lassen

Zeit als früher wurde der Feindwiderstand in den Kesseln gebrochen und bereits Mitte Oktober waren die eingeschlossenen Sowjet-Streitkräfte ausgeschaltet: Acht Armeen mit 67 Schützen-, 6 Kavallerie- und 7 Panzerdivisionen wurden vernichtet; 648 200 Gefangene wurden eingebracht, 1197 Panzerkampfwagen und 5229 Geschütze aller Art erbeutet oder zerstört.

Noch während der Doppelschlacht bei Brjansk und Wjasma führten die deutschen Angriffsdivisionen tiefe Stöße in den Raum westlich Moskau; in kürzester Zeit waren wichtige Städte wie Orel, Kaluga und Kalinin genommen und die deutsche Front nahe an Moskau herangeschoben.

Die deutsche Luftwaffe unterstützte bei diesen Kämpfen das Vorgehen des Heeres in bewährter Weise. Besonders stark war ihre Kampftätigkeit gegen das Eisenbahn- und Straßennetz gerichtet, um das Heranführen von Reserven und das Absetzen des Gegners nach Osten zu erschweren. Durch Bombenwurf wurden ganze Bahnhöfe vernichtet, offene Strecken unterbrochen und Kunstbauten unbenutzbar gemacht. Fahrende oder abgestellte Eisenbahnzüge wurden außer mit Bomben vielfach auch mit Bordwaffen, d. h. von Jagd- und Zerstörerflugzeugen, angegriffen; hierbei konnten Lokomotiven vernichtet, Züge zum Entglei-



Unzählige vernichtete Fahrzeuge aller Art zeigen sich dem Flieger im Kessel einer der großen Vernichtungsschlachten im Osten

wjetische Armeen vernichtet werden konnten. Der Feind verlor hierbei 64 325 Gefangene, 126 Panzerkampfwagen und 519 Geschütze. Längs des Asowschen Meeres ging die Verfolgung des geschlagenen Gegners über Mariupol und Taganrog weiter bis kurz vor Rostow. Trotz ungünstiger Wegeverhältnisse konnten die nördlich angelehnten Verbände in das Donezbecken eindringen. Am 19. Oktober geriet Stalino und am 24. Oktober Charkow in deutsche Hand, und am Ende des Monats war der Oberlauf des Donez in breiter Front erreicht.

Die Luftwaffe war an den Erfolgen dieses Frontabschnitts ebenfalls wieder maßgebend beteiligt. Außer ihren üblichen Kampfaufgaben hatte sie häufig auch die Versorgung der vormarschierenden Erdtruppen zu übernehmen, denen infolge ungewöhnlich schlechter Straßenverhältnisse der Nachschub nicht immer rechtzeitig folgen konnte.



Unaufhörlich zerschlagen die Bomben der deutschen Luftwaffe das sowjetische Transportsystem. Vernichtete und liegengebliebene Materialzüge

sen gebracht oder durch Brand zerstört werden, so daß sich schwer zu beseitigende Blokkierungen ergaben. Diese Angriffe auf Eisenbahnziele, die vom Flieger genaue Maßarbeit erfordern, erfolgten in der Regel aus niedrigster Höhe.

Die Zerstörung des feindlichen Verkehrsnetzes gehörte ausgesprochen zu den operativen Aufgaben der Luftwaffe, die sich hierbei als schlagkräftiges Instrument der oberen Führung bewährte. Welchen Umfang die Zerstörung von Verkehrszielen bei den jüngsten Operationen im Osten gehabt hat, mag ein Beispiel zeigen: Am 2. Oktober wurden von der Luftwaffe nicht weniger als 16 Bahnhöfe zerstört und 60 Transportzüge getroffen; von diesen wurden sieben vollkommen vernichtet, 33 in Brand gesetzt und 20 schwer beschädigt. Einige Tage später fielen den deutschen Fliegerverbänden in wenigen Stunden 78 Transportzüge zum Opfer.

Im übrigen griff die Luftwaffe wie schon immer tatkräftig in den Erdkampf ein. Sie zerstörte hierbei große Mengen von Waffen und Fahrzeugen aller Art; an einem einzigen Tage z. B. gelang es, 34 Geschütze, 20 Panzer und 650 Fahrzeuge zu vernichten. Die Sowjet-Luftstreitkräfte erlitten während der Hauptkampftage wieder außerordentlich schwere Verluste, die an einigen Tagen über 100 Flugzeuge hinausgingen. Die militärischen Anlagen und kriegswichtigen Betriebe der Stadt Moskau lagen im Oktober fast täglich unter schweren Bombenangriffen.

Stoß gegen das Donezbecken

Die im September über den unteren Dnjepr vorgestoßene deutsche Kräftegruppe konnte bei ihrem Vorgehen nach Osten starke sowjetische Verbände vernichtend schlagen. In die Rückzugsbewegungen des Gegners hinein stieß von Dnjepropetrowsk her eine Panzergruppe mit dem Erfolg, daß in der sich entwickelnden Umfassungsschlacht am Asowschen Meer zwei so-



Am Rande der Vormarschstraße. Sowjetische Flakkolonne, die durch unsere Flieger vernichtet wurde

Besetzung wichtiger Anlagen der Sowjet-Luftrüstungsindustrie

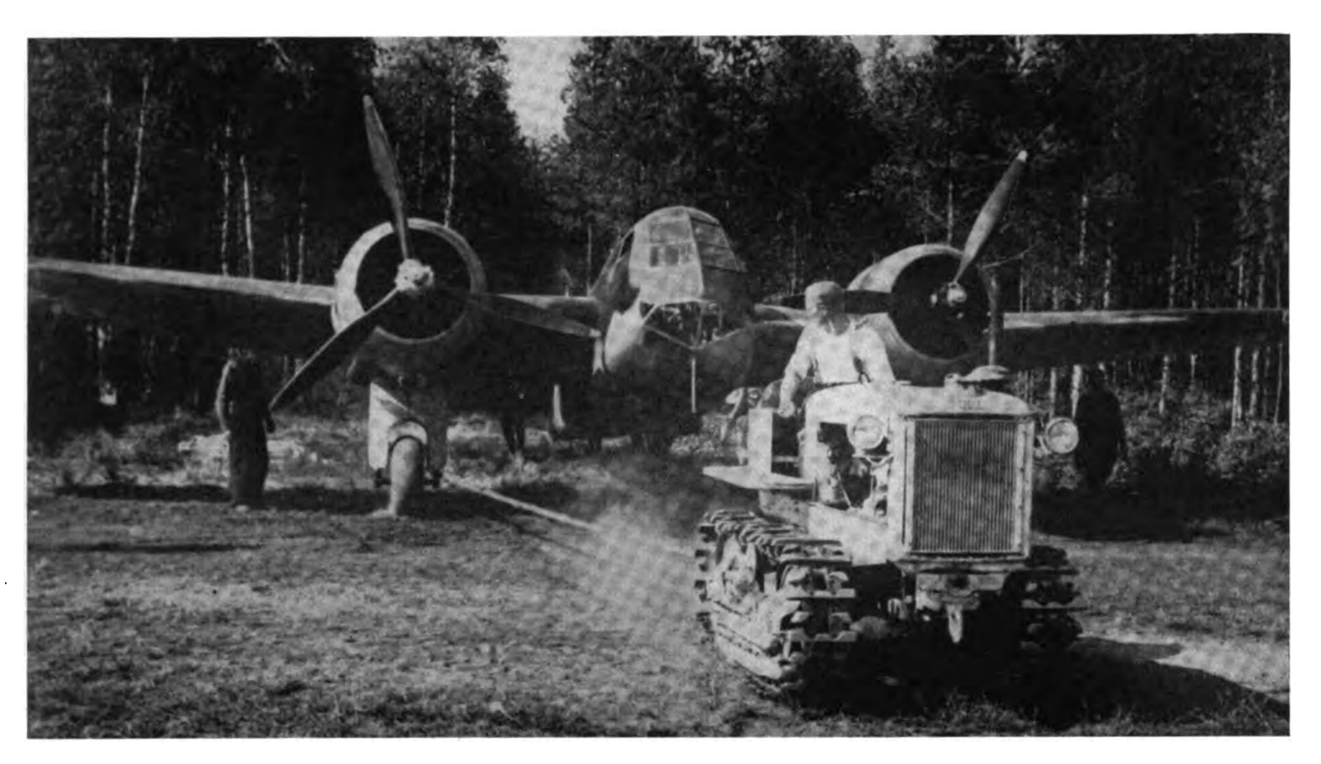
Das Vorgehen gegen das Donezbecken hatte zur Folge, daß sehr wichtige Teile der sowjetischen Rüstungsindustrie in deutsche Hand fielen. Auch die Flugzeugindustrie der Sowjets wurde hiervon wesentlich betroffen. Nachdem bereits in der Ukraine, wie z. B. in Saporoshje und Dnjepropetrowsk wichtige Flugzeug-, Motoren- und Rohstoffherstellerwerke hatten besetzt werden können, gingen den Sowjets in Taganrog, Stalino und Charkow weitere wichtige Werke verloren, insbesondere Betriebe der Zubehörindustrie, die z. T. die einzigen ihrer Art in der Sowjetunion darstellen. Ihr Verlust wiegt für die sowjetische Luftrüstungsindustrie viel schwerer als die Einbuße dieses oder jenes Flugzeugwerkes, das gegebenenfalls durch andere Werke ersetzt werden kann. Der Ausfall von Zubehörwerken, wie z. B. in Charkow (Instrumente) oder in Dnjepropetrowsk (Leichtmetallbleche) wirkt sich zwangsläufig auf die Herstellung von Flugzeugen und Flugzeugmotoren im ganzen sehr empfindlich aus.



Stuka-Ziel: Ein Inselfort im Schwarzen Meer. Eine Bombe ist mitten zwischen die Artillerie-Stellungen eingeschlagen. Die mächtigen Rauchsäulen der Explosion lassen ahnen, wie gewaltig der Druck der berstenden Bomben gewirkt hat. Wie später ein Aufklärer feststellte, hatten sich die Geschützbettungen so gesenkt, daß die Rohre nach abwärts zeigten und schwere Panzerschutzschilde zerborsten waren

Obwohl die Standortverteilung der sowjetischen Luftfahrtindustrie von vornherein den Gefahren eines Verlustes wichtiger Werke im Westen der Sowjetunion vorbeugen sollte, hat der tiefe Vorstoß der deutschen Truppen nach Osten die Rüstungskraft der Sowjets schwer erschüttert. Auf dem Gebiete der Luftfahrt ist dieser Erfolg um so bedeutender, als

Im Hafen von Kronstadt. Das sowjetische Schlachtschiff „Oktoberrevolution“ im Bombenregen der deutschen Stukas



Von der Ostfront im hohen Norden. Ein finnischer Bomber wird mit einem Traktor auf den Flugplatz geschleppt

der Nachschub für die sowjetischen Luftstreitkräfte nach den gewaltigen Aderlässen in den ersten Kriegswochen heute nicht mehr aus gelagerten Reserven, sondern ausschließlich aus der laufenden Erzeugung der Luftfahrtindustrie gespeist werden kann. Gewiß ist ein Teil der Luftfahrtindustrie vom deutschen Vormarsch noch unberührt geblieben, aber der Ausfall der Donezindustrie wird Folgen nach sich ziehen, die selbst Betriebe im Osten der Sowjetunion ernstlich berühren. Es ist auch nicht zu übersehen, daß wichtige Anlagen der sowjetischen Luftrüstungsindustrie heute schon greifbar nahe vor den deutschen Truppen liegen: Die zahlreichen Werke in Leningrad und Moskau, die den Hauptteil der Erzeugung auf diesem Gebiete ausmachen.

Erkämpfung des Zuganges zur Krim

Schon Ende September standen deutsche Heeresverbände vor der Landenge von Perekop, die die Halbinsel Krim vom Festlande trennt. Außergewöhnlich starke Verteidigungsanlagen sperrten den Zugang zur Krim, der zudem durch natürliche Geländesperren ein scheinbar unüberwindliches Hindernis darstellte. Während die deutschen Truppen darangingen, Stück um Stück aus diesem Befestigungswerk herauszubrechen, wurde der Angriff auf die eingeschlossene Festung Odessa in der Hauptsache von rumänischen Truppen fortgeführt mit dem Ergebnis, daß die Stadt am 16. Oktober besetzt werden konnte.

In den letzten Oktobertagen wurde dann endgültig die Landenge von Perekop bezwungen. Bei diesen erbitterten Kämpfen gegen ein sehr tiefgestaffeltes Befestigungssystem erwarben sich Verbände der deutschen Luftwaffe aufs neue unsterblichen Ruhm. Besonders Flakartillerie aller Kaliber tat sich bei der Niederkämpfung von Bunkern und Feldstellungen hervor und Sturzkampfverbände zerschlugen schließlich auch die schwersten Verteidigungsanlagen. Gerade von diesen Kämpfen kann gesagt werden, daß sie ohne die Unterstützung der Luftwaffe kaum in dem kurzen Zeitraum hätten zu Ende geführt werden können. Zum mindesten hätte die Durchbrechung einer so hart verteidigten Landenge ohne die Mitwirkung der Luftwaffe sehr viel mehr Blut gekostet.

Den aus Odessa flüchtenden Resten der Sowjettruppen brachten Kampfflugzeuge schwerste Verluste bei durch zahlreiche Angriffe auf Transportdampfer. Viele Schiffe wurden versenkt oder beschädigt. In gleicher Weise verhinderte die Luftwaffe während der Kämpfe um den Zugang zur Krim die Heranbringung von Verstärkungen des Gegners durch Unterbindung des Schiffsverkehrs und Bombardierung wichtiger Hafenplätze wie z. B. von Eupatoria und Kertsch.

Kämpfe an der Nordfront

Mit der Einschließung Leningrads war auf dem nördlichen Abschnitt der Ostfront keineswegs Ruhe eingetreten. Immer wieder versuchten die Sowjets, die Umklammerung nach Süden und Osten zu durchbrechen. In harten Kämpfen wurden diese Ausbruchsversuche, die meist mit Unterstützung schwerster Panzerkampfwagen stattfanden, zurückgewiesen, wobei sich Flakartillerie durch die erfolgreiche Bekämpfung überschwerer Panzer fast täglich hervorragend auszeichnete. In den wochenlangen Kämpfen vor Leningrad zeigte sich immer wieder, daß den Geschützen und der Treffsicherheit der deutschen Flakartillerie auch die schwersten Panzer nicht gewachsen sind.

Die Stadt Leningrad wurde beinahe ununterbrochen, bei Tage und bei Nacht, von Kampfflugzeugen angegriffen. Militärische Anlagen, Versorgungsbetriebe und Industriewerke fielen hierbei der Zerstörung anheim.

Leistungen der Flakartillerie

In allen bisherigen Kämpfen an der Ostfront ist die deutsche Flakartillerie stets auch zur Unterstützung des Heeres eingesetzt worden. Ihre Aufgaben waren in diesem Feldzug, der gegen einen Feind mit außerordentlich starken Panzerkräften, riesigen Luftstreitkräften und sehr zahlreichen Befestigungsanlagen geführt wurde, besonders groß. Der neuzeitliche Krieg hat gezeigt, daß sich den leichten und schweren Waffen der Flakartillerie Möglichkeiten für die Bekämpfung von Erdzielen bieten, für die gerade sie besonders geeignet sind.

Welche überraschend großen Erfolge die Flakartillerie bei ihrem Einsatz gehabt hat, zeigt am besten ihr Erfolgsbericht. 4138 Flugzeuge wurden abgeschossen, 765 Geschütze und Granatwerfer vernichtet, 1869 Kraftfahrzeuge zerstört, 1118 Panzer zerschossen oder erbeutet und 30 Munitionslager vernichtet. Zu diesen Waffenerfolgen kommen unzählige Leistungen anderer Art, die aufzuzählen zu weit führen würde.



An der Front in Nordafrika. Ein Flakgeschütz beim Schießen auf Erdziele

Luftkrieg im Raum um Großbritannien

Der gegen die englische Insel und die britische Handelsschiffahrt geführte Luftkrieg ging auch im Monat Oktober ohne wesentliche Veränderungen weiter. Gegen britische Häfen, Industrieanlagen und Flugplätze richteten sich fast allnächtlich Störangriffe, daneben wurden aber auch Angriffe von stärkeren Kampffliegerverbänden durchgeführt, so z. B. mehrmals gegen Newcastle, gegen Manchester, Hull, Liverpool und Birkenhead.

Die britische Handelsschiffahrt, besonders im Raum um die englische Insel herum, war das Ziel zahlreicher Luftangriffe, die in jüngster Zeit nicht nur bei Tage, sondern auch bei Nacht angesetzt wurden. Die zähe und unermüdliche Bekämpfung von Geleitzügen hatte den Erfolg, daß im Oktober von der Luftwaffe 40 Handelsschiffe, davon vier Tanker mit insgesamt 168 100 BRT. versenkt werden konnten; weitere 24 Schiffe wurden beschädigt.

Die britischen Luftangriffe gegen Deutschland und die besetzten Gebiete waren im Oktober wiederum erheblich schwächer. In den meisten Fällen handelte es sich um vollkommen wirkungslose Störangriffe bei Nacht, wobei zu bemerken ist, daß die abgeworfene Bombenlast nur noch halb so groß war wie im Monat Juli, obwohl die längeren Herbstnächte sehr wohl Gelegenheit zu stärkeren Einsätzen gegeben hätten. Im Raume um Großbritannien verlor die britische Luftwaffe im Berichtsmonat insgesamt 236 Flugzeuge, davon zahlreiche Bomber, während die Verluste der deutschen Luftwaffe nur 24 Flugzeuge betrugen. Die vielgerühmte Non-stop-Offensive, die sich in Deutschland mit Recht den Namen Nonsens-Offensive verdiente, ist zum Erliegen gekommen; unterstrichen wird diese Feststellung dadurch, daß auch die Tagangriffe auf die besetzten Gebiete nur in bescheidenem Umfange stattfanden, so daß es nur noch an wenigen Tagen zu ausgedehnteren Luftkämpfen kam.

Tätigkeit der Luftwaffe in Afrika

An der afrikanischen Front in Libyen war die Luftkriegstätigkeit auf beiden Seiten verhältnismäßig lebhaft, ohne jedoch den Umfang größerer Kampfhandlungen anzunehmen. Die Sturzkampfflugzeuge des deutschen Afrikakorps griffen insbesondere fast tagtäglich den Hafen und die Befestigungsanlagen von Tobruk an. Andere Ziele bildeten Marsa Matruk, die Hafengebiete im Nildelta, Haifa und der Hafen von Suez. Auf der Reede von Suez fielen zahlreiche Schiffe den Bomben deutscher Kampfflugzeuge zum Opfer. Englische Luftangriffe erfolgten in der Hauptsache gegen Bengasi und Tripolis, ferner gegen einige Städte Siziliens und an der süditalienischen Küste. Die italienische Luftwaffe griff ihrerseits außer Zielen in Nordafrika vor allem die Insel Malta mit großem Erfolg an. Italienische Torpedoflugzeuge kamen einmal zum Angriff auf einen britischen Flottenverband im östlichen Mittelmeer, wobei ein großer Kreuzer getroffen wurde.

Insgesamt verloren die britischen Luftstreitkräfte im Mittelmeerraum durch Kampfhandlungen deutscher Flieger und Flakverbände 34 Flugzeuge; dagegen gingen nur 8 deutsche Flugzeuge verloren. *R. S.*



Erfolgreicher Angriff eines deutschen Fernkampfflugzeuges. Brennend sinkt ein britischer Tanker im Seegebiet des St. Georg-Kanals

PK-Aufnahmen der Kriegsberichter: (1) Zwilling (PBZ), (1) Schubert (W.B.), (1) Grosse (PBZ), (1) Dietrich, (1) Bayer, (1) Johnsson (PBZ), (3) PK, (1) PK (PBZ), (1) PK (Scherl)

Dem Gedenken an Ernst Udet

Am 17. November 1941 entriß der Tod der deutschen Luftfahrt den Chef der gesamten Luftfahrttechnik, den Generalluftzeugmeister Generaloberst Dr.-Ing. E. h. Ernst *Udet*, Präsidenten der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung und Außerordentliches Mitglied der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung.

Der Weltkrieg sah Ernst *Udet* auf der Höhe eines Ruhmes, der vor ihm in der Welt der Flieger nur von Oswald *Boelcke* und Manfred *von Richthofen* erreicht wurde. Mit 62 Luftsiegen kehrte *Udet* als Dreiundzwanzigjähriger ungeschlagen aus dem Weltkrieg als derjenige Offizier zurück, der nach Manfred *von Richthofen* die größten Erfolge im Luftkampf aufzuweisen hatte. Für die Jugend Deutschlands wurde Ernst *Udet* bald zum Vorbild, als er nach dem Zusammenbruch des Bismarckschen Reiches immer wieder versuchte, den Gedanken des Wiederaufbaues der deutschen Luftfahrt wachzuhalten und in die Tat umzusetzen. Der Weg *Udets* in der Nachkriegszeit bis zur Machtübernahme durch den Nationalsozialismus ist der gesamten deutschen Luftfahrt bekannt. Er führte über den Udet-Flugzeugbau, aus dem der weltbekannte „Udet-Flamingo“ hervorging, zu Unternehmungen, die ihm die Möglichkeit gaben, das Flugzeug neuen Aufgaben im Hochgebirge, im Grönlandeis und in den Jagdgebieten des inneren Afrikas zuzuführen. Er durchstreifte den amerikanischen Kontinent in Nord und Süd und wirkte durch seine liebenswürdige und ritterliche Art für Deutschland. Durch seine Bücher, Filme und Bilder ebenso wie mit lebendigen Erzählungen im engeren Bekannten- oder Freundeskreise vermittelte er seine Eindrücke in ursprünglicher und farbenfroher Form weitesten Kreisen. So wurden diese Nachkriegsjahre bis zur Machtergreifung von großem Wert für die Förderung des Luftfahrtgedankens in dem der Selbstbefreiung aus fremden Fesseln entgegenringenden deutschen Vaterlande.



Als dem Reichsmarschall Hermann *Göring* vom Führer der Auftrag zuteil wurde, die großdeutsche Luftwaffe zu schaffen, ernannte er Ernst *Udet* zunächst zum Inspekteur der Jagdflieger. Es ist *Udets* historisches Verdienst, den Nachweis für die Bedeutung des Sturzkampfflugzeuges durch technische Versuche und kriegsgemäße Vorführung frühzeitig erbracht und beim Reichsmarschall den Anstoß zur großzügigen Entwicklung dieses neuen Kampfmittels gegeben zu haben. Der Verlauf des gegenwärtigen Krieges um Großdeutschlands Freiheit und Europas Zukunft hat tausendfach die Richtigkeit der Gedanken *Udets* bewiesen. Diese Leistungen und Erfolge veranlaßten den Reichsmarschall, im Jahre 1936 Ernst *Udet* Forschung, technische Neuentwicklung und industrielle Beschaffung der gesamten Luftfahrt zu unterstellen. Was *Udet* hier in schöpferischem Geiste geleistet hat, gehört schon heute der Geschichte an. In der Ausgestaltung der neuen deutschen Luftfahrttechnik in den Jahren 1936 bis 1939 liegen die deutschen Waffenerfolge in den Kämpfen vom Herbst 1939 bis heute ganz besonders begründet. Dies ist das zweite unvergängliche Verdienst, das durch hohe Auszeichnungen und vor allem durch das persönliche Vertrauen des Obersten Befehlshabers der Wehrmacht und des Reichsmarschalls als Führer der gesamten Luftfahrt seine Anerkennung fand.

Auch die deutsche Luftfahrtforschung und Luftfahrtlehre ist *Udet* als Chef des Technischen Amtes des Reichsluftfahrtministeriums und später als Generalluftzeugmeister für eine großzügig angelegte Förderung zu Dank verpflichtet. Als Mann der Praxis, der als einziges wichtiges Ziel die glückliche Beendigung unseres gegenwärtigen Ringens im Auge hatte, wies Generaloberst *Udet* die Forschungsstellen immer wieder auf die Notwendigkeit hin, neuartige Kampfmittel aller Art im Großen wie im Kleinen zu schaffen.

In Würdigung der großen Verdienste um den Aufbau der deutschen Luftwaffentechnik und deren Einsatz im Kriege und der besonderen Verdienste um den Aufbau der Luftfahrtforschung in Großdeutschland verlieh die Technische Hochschule München Generaloberst *Udet* anläßlich seines 45. Geburtstages am 26. April 1941 die Würde eines Doktor-Ingenieurs ehrenhalber, der höchsten Auszeichnung einer deutschen Technischen Hochschule.

Luftfahrtforschung und Luftfahrttechnik werden das Andenken Ernst *Udets* stets in Ehren halten. Darüber hinaus hinterläßt sein Heimgang in den Herzen aller seiner Freunde eine schmerzliche Bürde. Sein sonniges Wesen, seine heitere liebenswürdige Art, seine zahlreichen künstlerischen Fähigkeiten werden der großen Gemeinschaft unserer deutschen Luftfahrt für immer unvergessen bleiben.

Das schönste Denkmal aber, das er sich selbst setzen konnte, steht dort, wo ein unbestechliches Urteil über den großen Dingen des menschlichen Lebens waltet:

im Herzen der deutschen Jugend!

A. Baeumker



Me 109 im Tiefflug über dem Kanal an der englischen Küste

PK-Aufnahme des Kriegsberichters Melichar

Warum sind die deutschen Jagdflugzeuge überlegen?

Das Zusammentreffen Jäger gegen Jäger ist die reinste Form des Luftkampfes, in der Angriffsgeist des Fliegers und Güte des Flugzeuges am deutlichsten zum Ausdruck kommen. Wie sehr die deutschen Jagdflugzeuge Me 109 ihren Gegnern, insbesondere denen vom Muster „Spitfire" und „Hurricane", überlegen sind, zeigen die Abschußerfolge an der Kanalküste. Hier betrugen in den Luftkämpfen Jäger gegen Jäger die Abschußergebnisse zugunsten der deutschen Jagdfliegerverbände im Mai 1 : 3,35, im Juni 1 : 5, im Juli 1 : 7,25, im Aug. 1 : 11, im Sept. 1 : 16 und im Okt. 1 : 14.

Es gibt in der Entwicklung des Jagdflugzeuges zwei getrennte Richtungen: die deutsche und die englische Schule. Unsere „Me 109" ist unter sehr großer Betonung der Geschwindigkeit und Steigleistung gezüchtet, während die Engländer von vornherein etwas anstrebten, was sie eine möglichst gute „All round"-Leistung nannten, also einen günstigen Kompromiß zwischen Höchstgeschwindigkeit, Steigleistung, Kurvenwendigkeit und Landegeschwindigkeit. Infolge dieses Kompromisses war die Höchstgeschwindigkeit ihrer Maschine naturgemäß geringer, als die unserer deutschen Jäger.

Diese zwei Grundtendenzen waren schon vor dem Kriege oft feststellbar, wenn bei den Lieferungsausschreibungen mancher Staaten (Schweiz, Jugoslawien, Japan usw.) die deutschen und englischen Firmen in Konkurrenz traten. Heute nun hat der Krieg entschieden, welche Grundrichtung die bessere war.

Selbstverständlich läßt sich die Gesamtüberlegenheit eines Flugzeugmusters über ein anderes nicht auf einen einzigen einfachen Nenner zurückführen; für den Erfolg entscheidend ist das Zusammenwirken einer Unsumme von verschiedenen Faktoren: Zellengröße, Motorleistung, Gewichtsaufwand, aerodynamisch glatte Form, Bewaffnung, Eignung für Massenfertigung usw. Dieser Aufsatz greift aus all diesen Punkten nur einen einzigen heraus, der allerdings für den Unterschied zwischen den deutschen und englischen Jagdflugzeugen weitgehend charakteristisch ist.

Die grundsätzlichen technischen Zusammenhänge zwischen der Flächenbelastung einerseits und den interessierenden Leistungen, also Höchstgeschwindigkeit, Steigleistung, Wendigkeit und Landegeschwindigkeit andererseits sind folgende:

Die Züchtung auf größtmögliche Höchstgeschwindigkeit führt notwendig zu einer hohen Flächenbelastung, also zu kleinen Flügelflächen, da der Widerstand eines Flugzeuges außer von seiner Form in erster Linie von seiner Größe abhängt.

Die Zusammenhänge zwischen Flächenbelastung und Steigleistung sind weniger einfach: Die hohe Flächenbelastung bringt einerseits eine Gewichtsersparnis mit sich, andrerseits jedoch durch Verringerung der Spannweite eine Erhöhung des „induzierten" Widerstandes. Das Zusammenspiel dieser zwei Faktoren wirkt sich so aus, daß etwa unterhalb von 6—8 km Höhe das Flugzeug großer Flächenbelastung nicht nur größere Horizontalgeschwindigkeit aufweist, sondern auch schneller steigt, während in der Nähe der Gipfelhöhe der Einfluß des induzierten Widerstandes überwiegt, so daß das Flugzeug kleinerer Flächenbelastung überlegen wird.

Kurvenwendigkeit und Landegeschwindigkeit werden günstig beeinflußt durch die Wahl einer geringen Flächenbelastung. Beide Zustände sind physikalisch gleichartig: Bei der Landung ermöglicht eine geringe Flächenbelastung die Aufrechterhaltung des Schwebezustands bei einer kleinen Fluggeschwindigkeit, im Kurvenkampf gestattet die geringe Flächenbelastung das Aufrechterhalten der hohen Kurvenbeschleunigung bis zu geringerer Fahrt herunter; geringe Geschwindigkeit ergibt geringe Kurvenradien und kurze Wendezeiten.

Heute können wir auf Grund der Kampferfahrung feststellen, ob es tatsächlich richtig war, bei der Entwicklung des deutschen Jägers die Geschwindigkeit als die erste und wichtigste Grundforderung herauszustellen und zugunsten der Geschwindigkeitszüchtung bewußt eine Verschlechterung der Wendigkeit in Kauf nehmen. Jeder, der die Berichte des OKW. gehört hat, weiß, in welcher Richtung die Erfahrung des Krieges entschieden hat. Die Berichte von der englischen Non-stop-Offensive auf die französische Kanalküste, die in großem Umfang die „Me 109“ in Kampfberührung gerade mit der englischen „Spitfire“ gebracht hat, lauten einer wie der andere: „10 Abschüsse bei keinem eigenen Verlust“, „17 Abschüsse bei 3 eigenen Verlusten“ usw.

Dieses großartige Erfolgsverhältnis ist sicher zum sehr großen Teil auf das überragende Können und die Einsatzbereitschaft unserer Flugzeugführer zurückzuführen. Es beweist aber außerdem die Tatsache, daß die Entwicklung des deutschen Jagdflugzeugbaues den richtigen Weg gegangen ist und die überlegene Maschine herausgebracht hat.

Tatsächlich hat sich an der Front herausgestellt, daß der schnellere Jäger dem etwas langsameren, dafür aber wendigeren Engländer in jeder Hinsicht überlegen war:

Im Angriff ist es selbstverständlich, daß ein großer Vorteil auf der Seite desjenigen liegt, der die Initiative besitzt. Die freie Entscheidung in der Wahl des Angriffszeitpunktes, der Angriffsposition usw. hat selbstverständlich im allgemeinen der Schnellere. Vor allem der gewaltige Vorteil, den der Moment der Überraschung dem Angreifer bringen kann, wird praktisch niemals dem langsameren Jäger zur Verfügung stehen. Die besseren Aussichten des wendigen Flugzeuges im Kurvenkampf wird der schnellere Jäger einfach dadurch umgehen, daß er sich auf einen Kurvenkampf nicht einläßt; dank seiner Leistungsüberlegenheit kann er sich ja in jedem Augenblick entscheiden, den Kampf abzubrechen oder zu unterbrechen.

In der Verteidigung ist der Kurvenkampf ein sehr gutes Mittel — wenigstens dann, wenn nur ein einziger Gegner abzuwehren ist. Eine überlegene Leistung ist jedoch zweifellos das bessere Mittel, denn sie gestattet es, sich vom Gegner jederzeit zu lösen und bleibt auch einem zahlenmäßig überlegenen Feind gegenüber voll wirksam.

Diese Überlegenheit in Angriff und Verteidigung gegenüber dem nach anderen Grundsätzen gebauten gegnerischen Jäger macht sich selbstverständlich in den Erfolgszahlen erheblich bemerkbar; noch wichtiger ist jedoch die Überlegenheit in Zusammenarbeit bzw. im Kampf mit Bomberverbänden. Der Kampf mit dem Jäger ist ja letzten Endes nicht Selbstzweck, sondern er dient im allgemeinen dazu, eigene Bomber über Feindesland zu sichern bzw. feindliche Bomber abzuwehren.

Um diese beiden Aufgaben erfüllen zu können, braucht das schnellere Flugzeug den Kampf mit dem feindlichen Jäger überhaupt nicht bis zum Abschuß durchzuführen. Schon die Tatsache allein, daß es den Gegner jederzeit zum Kurvenkampf zwingen kann, gibt ihm die Überlegenheit, denn: jeder Kurvenkampf trennt zunächst die Jäger von den Bombern und nach dem Abbrechen des Kurvenkampfes hat immer der schnellere Jäger zuerst auf den Bomberverband aufgeschlossen. Damit hat er sein Ziel erreicht, sei es zum weiteren Schutz oder zum Angriff.

Auf eine einfache Formel gebracht, kann man über die Erfolgsaussichten der Jagdflugzeuge aus der deutschen bzw. englischen Schule etwa sagen: Die Geschwindigkeit, d. h. die Leistung dient dem Angriff. Die Wendigkeit und der Kurvenkampf dienen dem Ausweichen und der Verteidigung. Ein Kampf kann aber fast nie durch die Verteidigung gewonnen werden, sondern im allgemeinen nur durch den Angriff und die Niederringung des Gegners. Das gilt für den Jäger noch mehr, als für andere Waffengattungen.

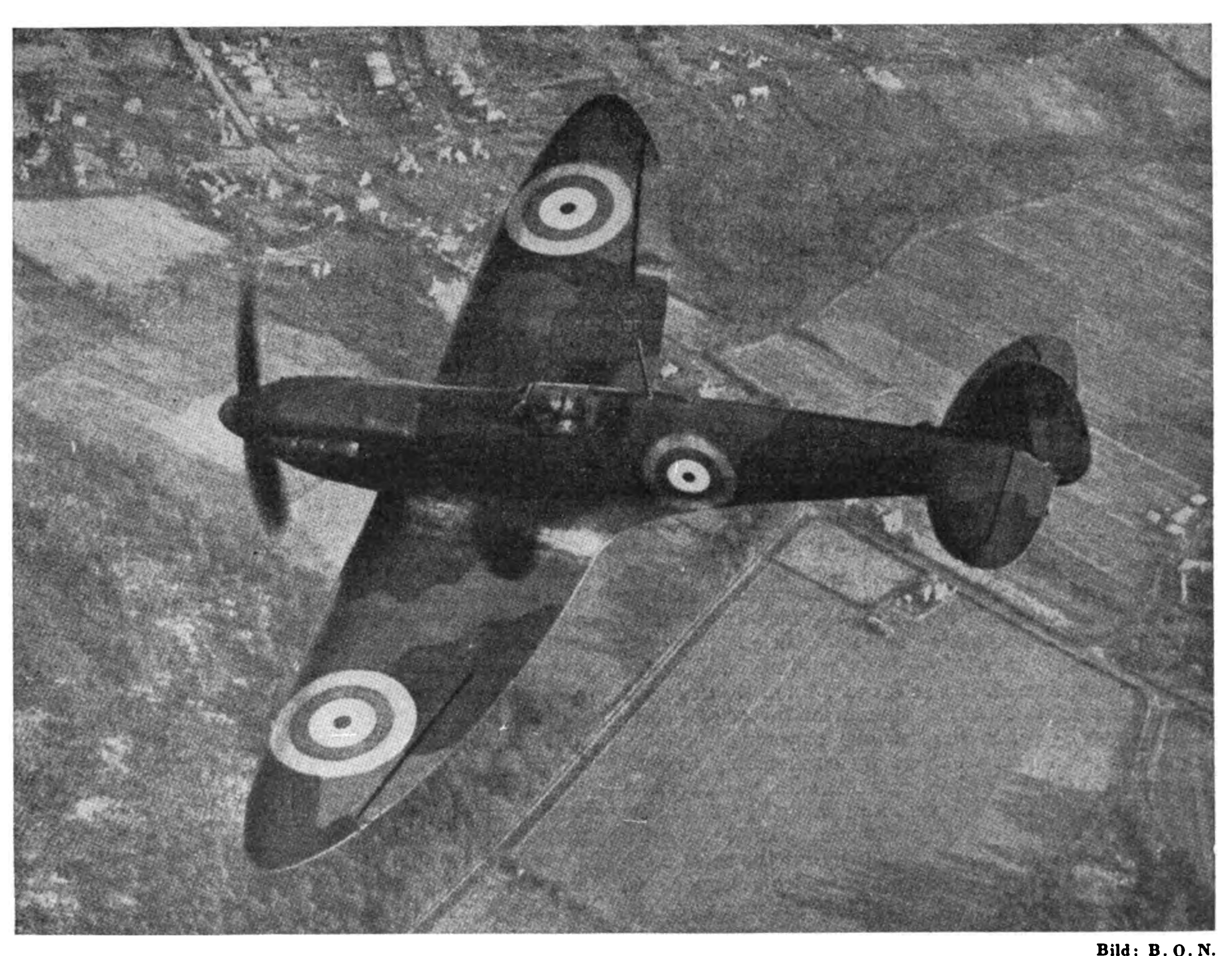


Bild: B. O. N.

Englisches Jagdflugzeug Supermarine „Spitfire“

Das Verhalten von Werkstoff und Bauteilen

bei statischer und dynamischer Beanspruchung

*von Ing. B. HAAS, Berlin *)*

Einführung und Übersicht

Jede Beanspruchung erzeugt Spannungen, die bei Überschreiten bestimmter Werte für die Zerstörung oder unzulässige bleibende Verformung eines Bauteiles verantwortlich sind. Die Bemessung der Bauteile richtet sich nicht allein nach den physikalischen Werten des Werkstoffes oder nach elastizitäts-theoretischen Gesichtspunkten, sondern nach einer Reihe weiterer Einflüsse.

In Abb. 1 ist der Versuch gemacht worden, eine umfassende Darstellung aller Einzeleinflüsse auf die mechanische Haltbarkeit zu geben.

Zu der mechanischen kann noch thermische, Korrosions- und Verschleißbeanspruchung treten, auf die aber in diesem Rahmen nicht eingegangen werden soll.

Eine exakte Berechnung von Bauteilen nach den in Abb. 1 aufgeführten Einflußgrößen ist wegen ihrer Vielzahl nur selten möglich, ihre Berücksichtigung beruht größtenteils auf Erfahrungen. Bei der Werkstoffauswahl werden neben den unmittelbar für die Haltbarkeit maßgebenden Werkstoffeigenschaften (Abb. 1) noch solche berücksichtigt, die für die Fertigung wichtig sind und die Haltbarkeit mittelbar beeinflussen: z. B. Zerspanbarkeit und Tiefziehfähigkeit oder sonstige Gebrauchseigenschaften, wie z. B. elektrisches und magnetisches Verhalten.

Zur Kennzeichnung der einzelnen, in Abb. 1 aufgeführten Einflüsse seien im folgenden einige Beispiele herausgegriffen, die das Wesentliche zeigen.

Einfluß der Beanspruchungsart

Zügige Beanspruchung

Das in Abb. 2 gezeigte Zugstabelement unterliegt einem einachsigen Spannungszustand. In der Ebene senkrecht zur Spannung σ wird das Element durch die Normalspannung σ auf reinen Zug beansprucht. Bildet die zu betrachtende Ebene aber einen Winkel zwischen 0 und 90° zur Normalspannungsebene, so tritt außer der Normalspannung, die kleiner wird als bei $\alpha = 0°$, noch eine Schubspannung τ auf, die bei dem Winkel 45° am größten ist.

Der Mohrsche Spannungskreis gibt für jeden Winkel die Größe der zugehörigen Normal- und Schubspannung an.

Das Stabelement kann entweder in der unter 90° zur Normalspannung σ liegenden Ebene nach Überwinden des Trennwiderstandes oder in der unter 45° zur Normalspannung σ liegenden Ebene nach Überwinden des Gleitwiderstandes zu Bruch gehen. Welche Ebene der Bruch bevorzugt, hängt vom Werkstoff ab. Bei bildsamen Werkstoffen, wie z. B. weichen oder vergüteten Stählen, liegt der Trennwiderstand über, bei spröden Werkstoffen, wie z. B. Gußeisen, unter dem Gleitwiderstand. Bei jenen wird man deshalb vor dem Bruch starkes Gleiten unter 45°, bei diesen reine Trennbrüche beobachten.

Tritt senkrecht zu einer Zugspannung σ_1 eine weitere Zugspannung σ_2 hinzu, so erhält man den zweiachsigen oder ebenen Spannungszustand. Es ist einleuchtend, daß durch die zweite Zugspannung der Gleitwiderstand stark erhöht wird. Noch stärker wird die Gleitmöglichkeit bei einem räumlichen Spannungszustand herabgesetzt, d. h. wenn Zugspannungen in drei aufeinander senkrecht stehenden Ebenen wirken. In solchen Fällen können auch bei bildsamen Werkstoffen reine Trennbrüche entstehen. Umgekehrt wird durch eine senkrecht zur Zugspannung wirkende Druckspannung der Gleitwiderstand vermindert.

Jeder metallische Werkstoff besteht aus einer Vielzahl ungleichmäßig begrenzter Körner, die aber in ihrem Innern regelmäßig aufgebaut sind. Wird ein solches Korn beansprucht, so tritt nach Überschreiten eines bestimmten, noch elastisch aufnehmbaren Verformungsbetrages eine bleibende Verformung oder „Gleitung" auf. Sie erfolgt in sogenannten Gleitebenen, die durch die zufällige Lage des Kristallgitters im Korn gegeben sind.

Bei einem durch einachsigen Zug beanspruchten Kornhaufwerk eines bildsamen Werkstoffes wird es einzelne Körner geben, deren Gleitebenen sich gerade unter dem für das Gleiten günstigen Winkel von 45° zur Zugspannung ausbilden können. Sie werden als erste eine bleibende Verformung erfahren, ohne daß sich dies zunächst in einer meßbaren bleibenden Längung des Stabes ausdrückt. Nach und nach werden auch die anderen Körner, deren Gleitebenen nicht in einer bevorzugten Gleitrichtung liegen, bleibend verformt; der Zugstab zeigt eine meßbare bleibende Verlängerung. Die Elastizitätsgrenze wird bei einem bestimmten Betrag der bleibenden Verlängerung, z. B. bei 0,002 %

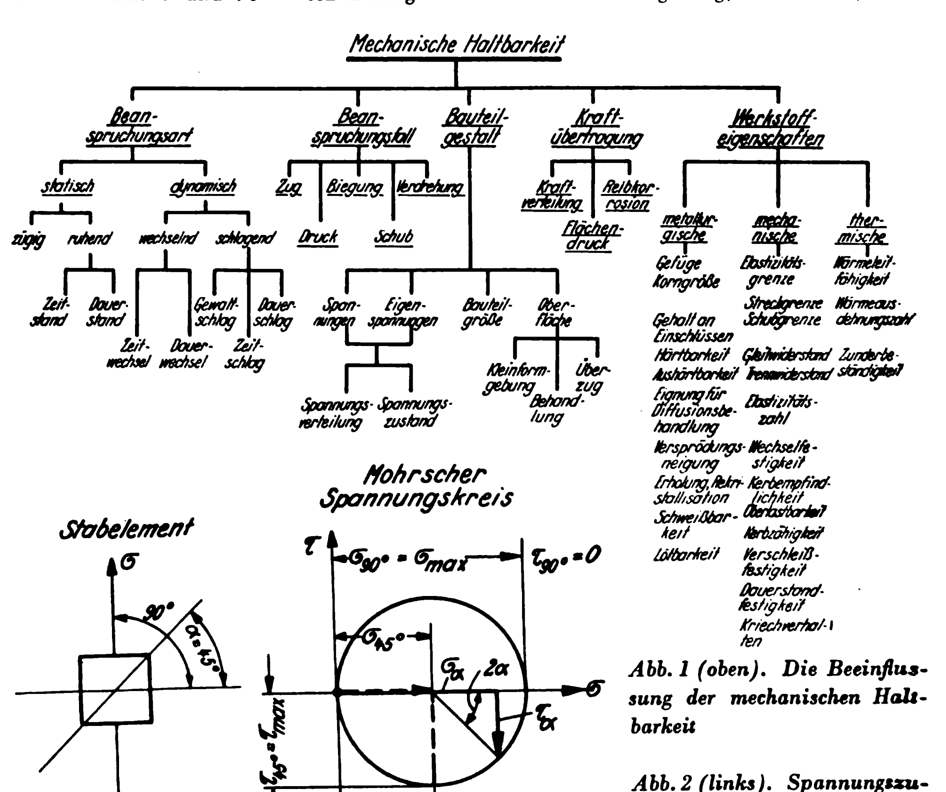


Abb. 1 (oben). Die Beeinflussung der mechanischen Haltbarkeit

Abb. 2 (links). Spannungszustand bei einachsigem Zug

*) *Auszug aus einem Vortrag für die Ingenieurschulung der BMW - Flugmotorenbau - G. m. b. H., Berlin-Spandau.*



der Meßlänge erreicht. Nach Überschreiten der Streckgrenze bzw. der 0,2-Dehngrenze gleitet der ganze Stabquerschnitt. Mit fortschreitendem Gleiten verfestigt sich der Werkstoff mehr und mehr, sein Gleitwiderstand steigt an, bis er gerade so groß geworden ist wie der Trennwiderstand, der sich ebenfalls mit dem Grad der bleibenden Verformung ändert; erst dann erfolgt der Bruch[1]). Den Verlauf des Gleit- und Trennwiderstandes bei zunehmender Verformung zeigt Abb. 3.

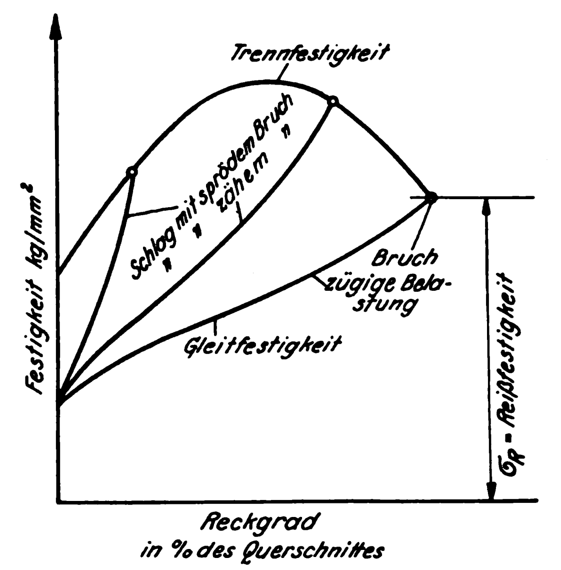


Abb. 3. Verlauf der Gleit- und Trennfestigkeit von weichem C-Stahl in Abhängigkeit vom Reckgrad (nach W. Kuntze)

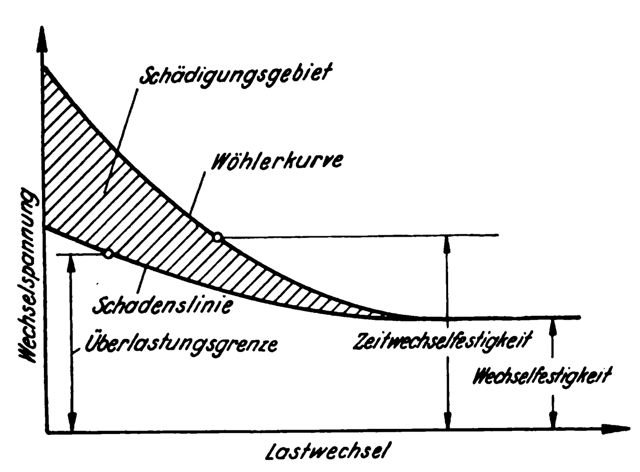


Abb. 4. Wöhlerkurve und Schadenslinie für Umlaufbiegung

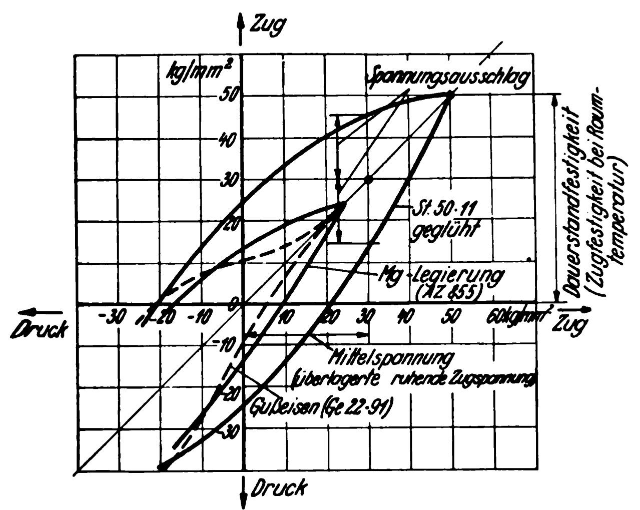


Abb. 5. Dauerfestigkeitsschaubild für Wechselbiegung einiger Werkstoffe

Bei spródem Werkstoff entsteht der Bruch bei zügiger Zugbelastung infolge des unter dem Gleitwiderstand liegenden Trennwiderstandes vor Ausbildung größerer bleibender Verformungen. Bei zügiger Druckbelastung eines bildsamen Werkstoffes beginnt die bleibende Verformung bei der gleichen Normalspannung (Druckstreck- oder Quetschgrenze), wie bei Zugbelastung (Streckgrenze). Während bildsame Körper bei Druckbelastung nicht zerstört werden, brechen spröde Körper in Flächen, die unter rd. 45° zur Kraftrichtung liegen, da die Druckspannung den Gleitwiderstand überwinden muß. Die Druckfestigkeit ist deshalb bei spröden Werkstoffen größer als die Zugfestigkeit.

Ein Bruch (Gewalt- oder Dauerbruch) verläuft bei Raumtemperatur stets durch die Körner (transkristallin), da der Zusammenhalt an den Korngrenzen größer ist als der Trennwiderstand des Kornes. Feinkörnige Stähle besitzen darum eine höhere Zugfestigkeit als grobkörnige. Bei höher werdender Temperatur verlagert sich der Bruch nach den Korngrenzen, da die Bindefestigkeit zwischen den einzelnen Körnern mit der Temperatur rascher abfällt als die Trennfestigkeit der Körner.

Ein durch zügige Beanspruchung erzeugter Bruch (Gewaltbruch) ist äußerlich stets durch seine starke plastische Verformung in der Nähe der Bruchstelle und durch seine meist zerklüftete Bruchfläche zu erkennen.

Auf das Verhalten des Werkstoffes bei ruhender Beanspruchung braucht nicht eingegangen zu werden, da es bereits früher geschildert wurde[2]).

Wechselnde Beanspruchung

Im Gegensatz zum Gewaltbruch verläuft der Dauerbruch als Trennungsbruch vollständig verformungslos. Häufig beobachtet man auch in der Dauerbruchfläche sogenannte Rastlinien, die vom Stehenbleiben des Bruches während Betriebspausen oder Zeiten niedriger Belastung herrühren. Nur der Restbruch, der bei dem letzten Lastwechsel als Gewaltbruch auftritt, ist ein Verformungsbruch.

Als Ursache des Dauerbruchs betrachtet man die Wechselgleitungen, die — wie bereits erwähnt — auch schon unterhalb der Elastizitätsgrenze auftreten. Diese Gleitungen bewirken ein Absinken der Trennfestigkeit, deren Abfall um so größer ist, je öfter sich die Beanspruchung wiederholt. Die Trennfestigkeit nähert sich einem unendlich oft ertragenen Wert, der bestimmend für die Wechselfestigkeit ist. Liegen die Wechselspannungen über diesem Wert, so tritt nach gewisser Zeit ein Anriß auf. Der Zusammenhang zwischen der Lastwechselzahl bis zum Bruch und der Zeitwechselfestigkeit wird durch die sogenannte Wöhlerkurve (Abb. 4) wiedergegeben. Die Wechselfestigkeit ist nach der Grenzlastwechselzahl erreicht, die für Stahl 10 Mill., für Mg-Legierungen 50 Mill. und für Al-Legierungen 100 Mill. beträgt. Oberhalb der Grenzlastwechselzahl verläuft die Wöhlerkurve praktisch parallel zur Abszisse. Eine Schädigung des Werkstoffes tritt bereits unterhalb der Wöhlerkurve auf. Beansprucht man einen Probestab oder einen Bauteil mit einer Wechselspannung und einer Lastwechselzahl, die einem Punkte innerhalb des in Abb. 4 schraffierten Gebietes entsprechen, so erträgt er anschließend eine Wechselspannung in Höhe der Wechselfestigkeit nicht mehr bis zur Grenzlastwechselzahl. Die Wechselbeanspruchung, bis zu der man ohne Schädigung überlasten kann, sei Überlastungsgrenze genannt. Die Kurve, oberhalb der die Schädigung einsetzt, heißt Schadenslinie (Abb. 4).

Wird der Wechselspannung eine ruhende Beanspruchung überlagert, so ändert sich die Wechselfestigkeit mit der Höhe der ruhenden Beanspruchung. Das sogenannte Dauerfestigkeitsschaubild (Abb. 5) gibt diese Abhängigkeit wieder. Von der unter 45° verlaufenden Linie, der

[1]) *W. Kuntze, Metallw. 19 (1940) Nr. 48 S. 1073/80.*
[2]) *R. Scheinost, Luftwissen Bd. 7 (1940) Nr. 12 S. 427/29.*

Mittelspannung, wird der jeweilige, dauernd ertragbare Spannungsausschlag nach oben und unten aufgetragen.

Im Zuggebiet entsteht der Dauerbruch in der beschriebenen Art als Trennbruch senkrecht zur größten Zugspannung. Im Gebiet ausschließlichen Druckes bekommen bildsame Werkstoffe keine Dauerbrüche; spröde Werkstoffe ertragen dort höhere Spannungsausschläge als im Zuggebiet. Es ist also vorteilhaft, wechselbeanspruchten Bauteilen aus Gußeisen eine hohe Druckvorlast zu überlagern. Weiche Stähle, für deren Fließbeginn die Gestaltänderungsenergiehypothese gilt, besitzen im Zug- und Druckgebiet etwa gleiche Spannungsausschläge. Zwischen Gußeisen und weichem Stahl liegen die vergüteten Stähle und die Leichtmetalle, deren Dauerfestigkeitsschaubild im Druckgebiet sich auch etwas erweitert.

Treten in einem Bauteil zwei verschiedene Wechselbeanspruchungen ohne Phasenverschiebung auf, z. B. bei einer Welle Biege- und Verdrehwechselspannungen, so kann man wie bei zügiger Beanspruchung die Wechselspannungen zusammensetzen und die für den Bruchbeginn erforderliche reduzierte Spannung nach einer der Festigkeitshypothesen berechnen. Nach Biege-Verdrehwechselversuchen von *Gough*[3]) trifft für weichen C-Stahl die Gestaltänderungsenergiehypothese, für Gußeisen etwa die Normalspannungshypothese zu. Zwischen beiden werden die vergüteten Stähle und Leichtmetalle liegen.

Schlagbeanspruchung

Da die beim Schlag oder Stoß auftretenden Kräfte verhältnisgleich der Masse und der Geschwindigkeitsänderung sind, muß man bei der Gestaltung bemüht sein, diese Faktoren klein zu halten. Soweit es die Steifigkeit des Bauteils zuläßt, ist es zweckmäßig, den Verformungsweg zu vergrößern, da — wie Abb. 6 zeigt — bei gleicher zu vernichtender Schlagarbeit die im Bauteil entstehende Kraft um so kleiner wird, je größer die Verformung ist. Solange die Verformung noch elastisch ist, ist ein Werkstoff mit kleinem Elastizitätsmaß günstiger; vorausgesetzt, daß er große Dehnungen erträgt. Gußlegierungen brechen häufig schon vor Erreichen der 0,2-Dehngrenze und sind deshalb für schlagbeanspruchte Teile nicht geeignet. Stähle besitzen in allen Warmbehandlungszuständen praktisch das gleiche Elastizitätsmaß bei Raumtemperatur.

Hat der Bauteil nur einen Schlag auszuhalten (Gewaltschlag), so macht man vorteilhaft von der starken Zunahme der Verformung bei Überschreiten der Streckgrenze Gebrauch. Auch bei Bauteilen, die nur wenige Schläge oder neben ihrer normalen Beanspruchung nur gelegentlich größere Schläge aufnehmen müssen (Zeitschlagbeanspruchung), ist man meist gezwungen, geringe bleibende Verformungen zuzulassen. Um die Lebensdauer solcher Teile groß zu halten, muß man möglichst zähe Werkstoffe verwenden, wobei man unter „zäh" geringe Streckgrenze und große Bruchdehnung versteht. Die geringe Streckgrenze ist wichtig, damit der Werkstoff eine große Verformungs- und Verfestigungsfähigkeit besitzt.

Zähigkeit des Werkstoffes ist nicht nur vorteilhaft für gewalt- und zeitschlagbeanspruchte Bauteile, sondern auch dort, wo Zwangsverformungen infolge von Bearbeitungsungenauigkeiten und Verformungen beim Zusammenbau entstehen. Zähe Werkstoffe können hier durch plastisches Verformen zusätzliche Spannungen abbauen.

Nicht nur spröde Werkstoffe besitzen Trennbrüche ohne größere bleibende Formänderung, Trennbrüche können auch durch hohe Belastungsgeschwindigkeit bei zähen Werkstoffen auftreten, die unter normalen Bedingungen einen Verformungsbruch besitzen. Dies ist auf das Ansteigen des Gleitwiderstandes mit zunehmender Belastungsgeschwindigkeit zurückzuführen, wodurch die Trennwiderstandskurve schon nach geringer Verformung von der Gleitwiderstandskurve erreicht wird[1]) (vgl. Abb. 3).

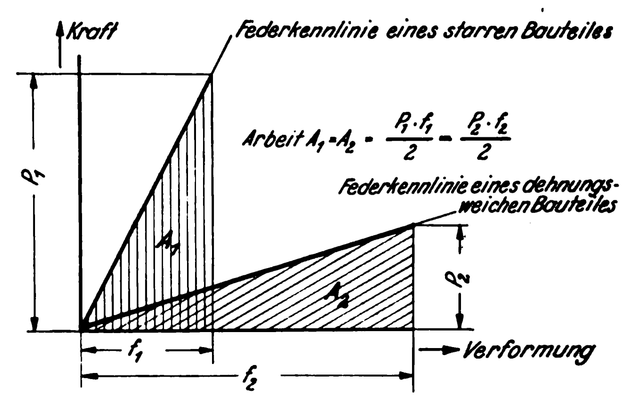


Abb. 6. Vergleich der bei gleicher Schlag- oder Stoßarbeit und zwei verschiedenen rein elastischen Verformungswegen auftretenden Kräfte

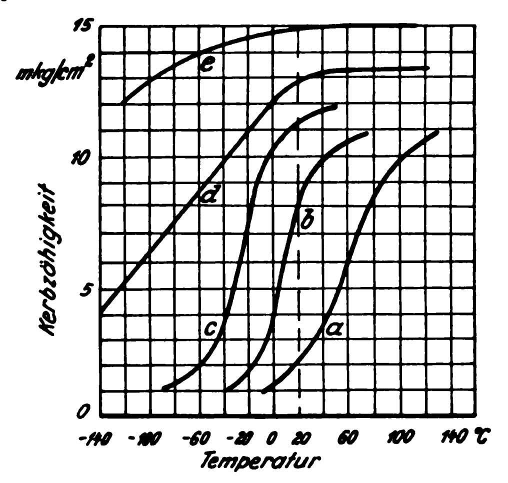


Abb. 7. Abhängigkeit der Kerbzähigkeit von der Temperatur bei verschiedenen Werkstoffen (nach W. Schwinning)

a = C-Stahl hoher Festigkeit;
b = C-Stahl mittlerer Festigkeit;
c = C-Stahl geringer Festigkeit;
d = vergüteter Cr-Ni-Stahl aus dicken Blöcken;
e = vergüteter Cr-Ni-Stahl aus dünnen Stangen.

Die Zähigkeit wird durch die Kerbschlagbiegeprobe ermittelt, die vielfach auch zum Nachweis der richtigen Wärmebehandlung bei Stahl benutzt wird. Abb. 7 zeigt die Abhängigkeit der Kerbzähigkeit einiger Stähle von der Temperatur[4]).

Kohlenstoffstähle sind den legierten Stählen in bezug auf die Kerbzähigkeit unterlegen. Molybdän und vor allen Dingen Nickel wirken günstig auf die Zähigkeit. Außerdem zeigt Abb. 7, daß die Kerbzähigkeit mit stärkerer Verschmiedung in Faserrichtung zunimmt (Kurven d und e). Die Kerbzähigkeit von weichem Kohlenstoffstahl fällt außerordentlich stark mit wachsender Korngröße ab, während Zugfestigkeit und Wechselfestigkeit nur wenig sinken. Kornvergröberung kann bei kritischer Rekristallisation oder bei Überhitzung auftreten.

Bei Cr-Ni-Stählen und auch bei Cr-Mn-Stählen tritt bei langzeitiger Erhitzung oder langsamer Abkühlung nach der Erhitzung die sogenannte Anlaßsprödigkeit auf, die sich in einem starken Abfall der Kerbzähigkeit äußert. Nitrieren oder Einsatzhärten setzt ebenfalls die Kerbzähigkeit herab. Diese Behandlungen sind deshalb bei gewalt- oder zeitschlagbeanspruchten Teilen zu vermeiden.

Eine Dauerschlagbeanspruchung ist im Gegensatz zur Zeitschlagbeanspruchung durch elastische Verformungen gekennzeichnet, ihre Auswirkung ist die gleiche

[3]) *H. J. Gough u. H. V. Pollard, Engineering 1935 S. 511 u. 565.*
[4]) *W. Schwinning, Z VDI 79 (1935) Nr. 2 S. 35/40.*

wie die der Wechselbeanspruchung. Dauerschlagversuche sind deshalb im allgemeinen überflüssig, falls nicht ganze Bauteile und Bauteilverbindungen mit Betriebslast geprüft werden sollen.

Einfluß des Beanspruchungsfalles

Im Gegensatz zu den Belastungsfällen Zug und Druck mit gleichmäßiger (homogener) Spannungsverteilung beeinflussen bei ungleichmäßiger (inhomogener) Spannungsverteilung z. B. Biegung oder Verdrehung Querschnittsform und -größe die Haltbarkeit.

Zügige Beanspruchung

Biegung

Abb. 8 zeigt die Spannungsverteilung bei zwei verschieden hohen Biegeträgern bei gleicher Randspannung σ_a. Das Spannungsgefälle bei dem halb so hohen Träger ist doppelt so groß. Der in Abb. 8 dargestellte Spannungsverlauf trifft nur zu, solange das Hookesche Gesetz gilt.

Überschreitet bei bildsamen Werkstoffen die Zugrandspannung die Zugstreckgrenze, so bildet sich der in der Abb. 9 gezeichnete Spannungsverlauf aus[5]). Da die außen liegenden Fasern durch die weiter innen befindlichen, noch elastisch beanspruchten, am Fließen gehindert werden, nehmen die in nächster Nähe des Fließbereiches liegenden Fasern einen zusätzlichen Spannungsbetrag bis zur Streckgrenze auf. Diese „Stützwirkung" ist um so größer, je größer das Spannungsgefälle ist und je mehr der Werkstoff um die neutrale Faser angehäuft ist. Eine bleibende Durchbiegung tritt deshalb bei einem Bauteil je nach seiner Querschnittsform und -höhe wesentlich später ein als eine bleibende Dehnung beim Zugversuch.

Verdrehung

Der bei Verdrehung entstehende, in Abb. 10 links dargestellte Schubspannungszustand kann ersetzt werden durch den um 45° gedrehten, rechts dargestellten Normalspannungszustand, bei dem die Druck- gleich der Zugspannung ist und beide gleich der Schubspannung links sind. Da für die Zerstörung spröder Körper die größte Normalspannung ausschlaggebend ist, verläuft bei diesen der Bruch unter 45°. Bei bildsamen Werkstoffen verursacht die Schubspannung nach Überschreiten der Schubfließgrenze Gleiten, so daß sich ein in Abb. 10 auf die verdrehbeanspruchte Welle gezeichnetes Quadrat zu einem Parallelogramm verformt. Da die in Umfangsrichtung liegende Kante des Quadrats

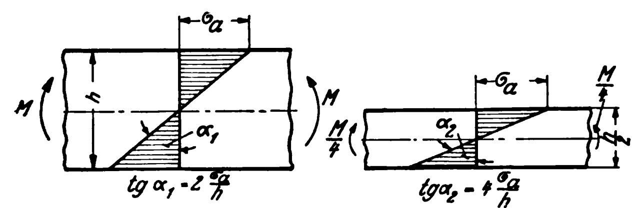


Abb. 8. Spannungsgefälle bei zwei Biegeträgern verschiedener Höhe

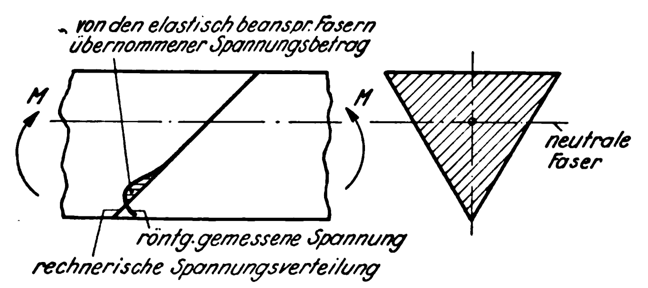


Abb. 9. Spannungsverteilung nach Überschreiten der Fließgrenze bei einem gebogenen Dreieckstab (nach F. Bollenrath)

[5]) *F. Bollenrath, Jahrb. Dtsch. Luftf.-Forschg. 1938, Erg.-Bd., S. 147/157.*

während der ganzen Verformung durch die volle Schubspannung beansprucht, die in Achsrichtung liegende Kante aber aus der Schubspannungsrichtung herausgedreht wird, erfolgt der Schubbruch in Umfangsrichtung.

Ebenso wie bei Biegung verzögert der inhomogene Spannungszustand bei Verdrehung den Fließbeginn des Bauteiles, wenn auch nicht in der gleichen Größenordnung.

Wechselnde Beanspruchung

Da die Dauerwechselfestigkeit von dem dauernd ertragbaren Gleitbetrag abhängt, ist sie bei inhomogener Spannungsverteilung, die ja den Gleitbetrag infolge der Stützwirkung vermindert, größer als bei homogener Spannungsverteilung.

Da der Dauerbruch stets den Charakter eines Trennbruches besitzt, verläuft er senkrecht zur größten Zugspannung, also bei Wechselbiegung senkrecht zur Stabachse und bei Wechselverdrehung unter 45° zu einer Mantellinie (vgl. Abb. 10).

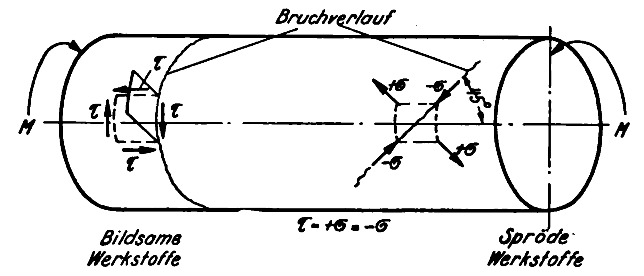


Abb. 10. Bruchverlauf bei zügiger Verdrehung

Einfluß der Bauteilgestalt

Belastungsspannungen

Durch geometrische Kerben: Bohrungen, Rillen, Hohlkehlen, Übergänge, Vorsprünge, Nuten, Kröpfungen usw. wird der Spannungszustand im Kerbquerschnitt und dessen nächster Nähe stark verändert. Die nach den elementaren Festigkeitsformeln berechneten geradlinig verteilten Spannungen, die man mit „Nennspannungen" bezeichnet, und die für den glatten Stab richtig sind, gelten nicht mehr für den Kerbquerschnitt. In Abb. 11 ist als Beispiel die Spannungsverteilung in einem quergebohrten Flachzugstab wiedergegeben. Die im Querschnitt 1—1 vorhandene homogene Spannungsverteilung mit einachsigem Spannungszustand wird durch die Bohrung in eine inhomogene Spannungsverteilung im Querschnitt 0—0 mit Spannungsspitzen am Lochrand und einen zweiachsigen Spannungszustand z. B. an der Stelle B übergeführt. Bei der Behandlung der Kerbwirkung berücksichtigt man bei mehrachsigem Spannungszustand meist nur die größte Spannung. Man bezeichnet das Verhältnis der größten Spannungsspitze zur Nennspannung mit Formziffer ($\alpha_K = \sigma_{max}/\sigma_n$). Die Formziffer ist nur von der Gestalt des Bauteils abhängig, sie wird um so kleiner, je größer die Ausrundung der Kerbe gewählt wird (vgl. Abb. 11 rechts). Bei der Gestaltung ist deshalb jeder scharfe Übergang zu vermeiden. Je größer die Spannungsspitze, um so geringer ist die dauernd ertragbare Wechselnennbeanspruchung, die Wechselhaltbarkeit genannt wird. Der Dauerbruch beginnt stets an der Stelle der Spannungsspitzen, der zugehörige Querschnitt muß dabei nicht der kleinste sein.

Durch Fließen kann ein Abbau der Spannungsspitzen stattfinden. Das starke Spannungsgefälle und die Querzugspannung behindern das Gleiten, so daß bei bildsamen Werkstoffen die zügige Festigkeit eines Bauteils durch Kerben gehoben werden kann.

Die Herabsetzung der Wechselhaltbarkeit ist ebenfalls wegen der Gleitbehinderung nicht so außerordentlich groß, wie nach der Größe der Formziffer zu vermuten wäre.

Die Kerbwirkungszahl $\left(\beta_K = \frac{\sigma_{w\,glatt}}{\sigma_{w\,Kerb}}\right)$ ist das Verhältnis der Wechselfestigkeit eines glatten Stabes zu der

eines gekerbten. Sie ist kleiner als die Formziffer, aber im Gegensatz zu dieser abhängig von der Werkstoffestigkeit[6]). Abb. 12 zeigt, daß Stähle mit zunehmender Zugfestigkeit kerbempfindlicher werden. Trotz der Zunahme der Kerbempfindlichkeit steigt die Wechselhaltbarkeit eines gekerbten Bauteiles mit seiner Zugfestigkeit; denn die Biegewechselfestigkeit beträgt rd. 50 % der Zugfestigkeit. Der Zuwachs an Wechselhaltbarkeit wird jedoch mit zunehmender Zugfestigkeit immer geringer.

Betrachtet man die Abhängigkeit der Formziffer und der Kerbwirkungszahl von der Kerbschärfe, so stellt man fest, daß die Formziffer bis zur unendlichen Kerbschärfe stetig ansteigt, die Kerbwirkungszahl sich aber bereits bei einer bestimmten endlichen Kerbschärfe einem Grenzwert nähert. Dies ist auch der Grund dafür, daß Gußeisen, das durch seine im Gefüge vorhandenen Graphitblättchen mit vielen Kerben im Innern und an der Oberfläche versehen ist, nicht kerbempfindlich ist. Die Kerbschärfe der durch Graphit ausgefüllten Hohlräume ist so groß, daß die Kerbwirkungszahl bereits ihren Grenzwert erreicht hat und durch zusätzliche geometrische Kerben nicht mehr erhöht werden kann.

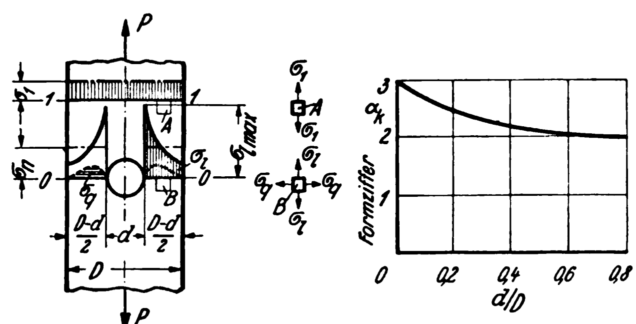


Abb. 11. Spannungsverteilung in einem gelochten Flachzugstab

σ_1 = homogen verteilte Zugspannung im Querschnitt 1—1 = $\frac{P}{F}$; $F = D \cdot b$;

σ_l = Längsspannung, σ_q = Querspannung } Formziffer $a_K = \frac{\sigma_l \max}{\sigma_n}$;

σ_n = Nennspannung im Querschnitt 0-0 = $\frac{P}{F_K}$; $F_K = (D - d)\, b$;

b = Stabbreite

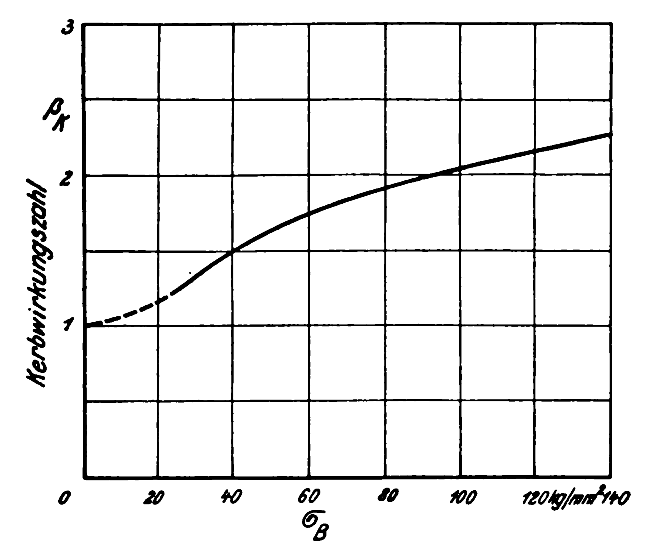


*Abb. 12. Kerbwirkungszahl bei Zug-Druck-Beanspruchung von Stählen in Abhängigkeit der Zugfestigkeit (nach Werten von F. Körber u. M. Hempel), bestimmt an glatten und gekerbten *) Probestäben von 4,6 mm ∅*

**) Spitzkerbe 60°, r = 0,1 mm (Kerbtiefe: Durchm. = 0,217 u. 0,435)*

[6]) *F. Körber u. M. Hempel, Z VDI 83 (1939) Nr. 46 S. 1226/27.*

Bei **Dauerschlagbeanspruchung** beeinflußt eine Kerbe die Haltbarkeit noch ungünstiger als bei Wechselbeanspruchung, da die Schlagarbeit durch das kleine Werkstoffvolumen der Kerbzone aufgenommen werden muß und dadurch die beim Schlag auftretende Spannung sehr groß ausfällt. Bei Gewaltschlag und Zeitschlag kommt hierzu noch die verminderte Verformungsfähigkeit durch den mehrachsigen Spannungszustand, das starke Spannungsgefälle und die erhöhte Verformungsgeschwindigkeit. Falls man bei schlagbeanspruchten Bauteilen Kerben nicht vermeiden kann, so soll man wenigstens zusätzliche, möglichst große Verformungslängen mit einem kleineren Querschnitt oder Widerstandsmoment als an der Kerbstelle vorsehen, damit der Bauteil eine große Verformungsarbeit aufnehmen kann.

Eigenspannungen

Wie bereits erwähnt, wird ein Dauerbruch zwar eingeleitet durch Wechselgleitungen, ausgelöst aber durch die größte Wechselzugspannung. Versieht man deshalb einen Bauteil, der inhomogene Spannungsverteilung besitzt, mit einem solchen Eigenspannungszustand, daß die größte Zugspannung durch eine **Druckeigenspannung** verringert wird, so muß dessen Wechselhaltbarkeit erhöht werden. Günstige Eigenspannungen können erzielt werden durch: Einsatzhärten, Nitrieren, Oberflächendrücken, Härten nichtdurchhärtender Stähle, Abschrecken nichthärtender Stähle, ungleichmäßige Erhitzung und Recken gekerbter Teile. Da im Kerbquerschnitt nicht nur die Belastungs- sondern auch die Eigenspannungen wesentlich höher sind als am glatten Stab, wird die Wechselhaltbarkeit besonders stark bei gekerbten Teilen erhöht.

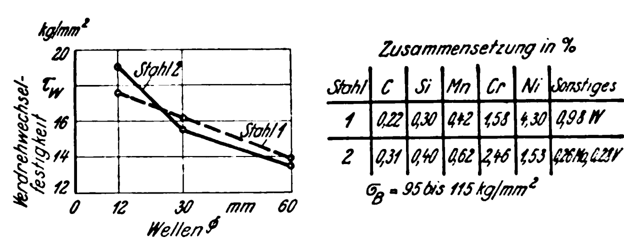
Bauteilgröße

Mit der Dicke des Bauteiles nimmt das Spannungsgefälle und damit die Stützwirkung ab. Dadurch sinkt auch die Wechselhaltbarkeit mit der Größe des Bauteiles[7]). Ein Beispiel für die Größenordnung des Abfalls der Wechselfestigkeit zeigt Abb. 13.

Oberfläche

Da die Kerbwirkungszahl mit der Zugfestigkeit ansteigt, ergibt sich der in Abb. 14 dargestellte Verlauf der Biegewechselfestigkeit von Stäben mit verschiedenen Oberflächenbehandlungen in Abhängigkeit der Zugfestigkeit[8]). Die **Bearbeitungsriefen** verlaufen dabei senkrecht zur Biegespannung. Bemerkenswert ist, daß die Kerbwirkung der Oberflächenrauhigkeit durch Druckeigenspannungen (Einsatzhärten, Nitrieren) sogar noch bis zum geschruppten Zustand vollständig aufgehoben wird. Die gleiche Wirkung ruft das Kugelstrahlen hervor, das eine Einebnung von Vorsprüngen, sanftes Ausrunden starker Riefen und eine „Druckhaut" in der äußersten Oberfläche erzeugt.

Galvanische Schutzüberzüge beeinträchtigen zum Teil wegen des bei der Abscheidung vom Grundwerkstoff aufgenommenen atomaren Wasserstoffes die Wechselfestig-



Stahl	C	Si	Mn	Cr	Ni	Sonstiges
1	0,22	0,30	0,42	1,58	4,30	0,98 W
2	0,31	0,40	0,62	2,46	1,53	0,26 Mo, 0,23 V

Abb. 13. Verdrehwechselfestigkeit vergüteter, quergebohrter Vollwellen in Abhängigkeit des Wellendurchmessers (nach F. Bollenrath und H. Cornelius)

(Gleiches Verhältnis 0,0833 des Bohrungs-∅ zum Außen-∅)

[7]) *F. Bollenrath u. H. Cornelius, Arch. Eisenhüttenw. 14 (1940/41) Nr. 6 S. 283/87.*

[8]) *Dauerfestigkeitsschaubilder des Fachausschusses f. Maschinenelemente beim VDI Arbeitsbl. Nr. 1.*

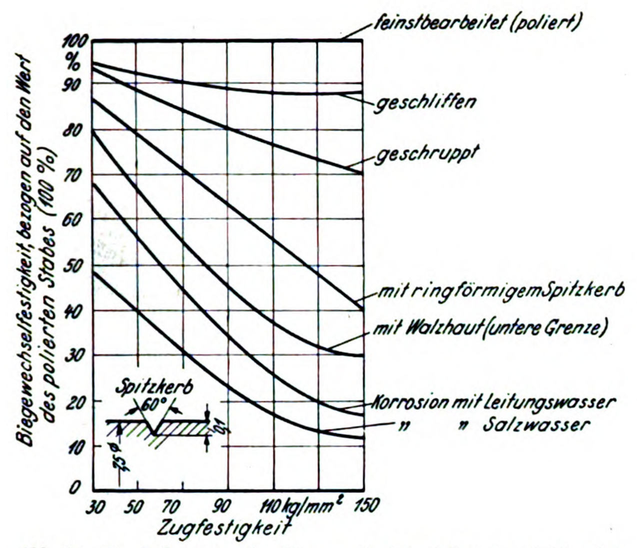


Abb. 14. Beeinflussung der Biegewechselfestigkeit durch Bearbeitung und Korrosion bei Stahl in Abhängigkeit der Zugfestigkeit

keit. Bei verkadmeten Teilen wurde z. B. ein Abfall der Biegewechselfestigkeit bis zu 20 % beobachtet. Noch ungünstiger verhält sich in dieser Hinsicht das Hartverchromen, das zugleich einen Abfall der Kerbschlagzähigkeit verursacht. Dieser kann zwar durch Austreiben des Wasserstoffes bei etwa 250° wieder beseitigt werden, das Austreiben des Wasserstoffes verursacht jedoch eine Verschlechterung der Biegewechselfestigkeit in der Größenordnung von 60 %[9].

Kunstharz-Einbrennlacke und Phosphatschichten beeinflussen die Wechselfestigkeit nicht ungünstig.

Kraftübertragung

Die bisherigen Betrachtungen bezogen sich auf freie Bauteilstellen; an Stellen der Kraftübertragung hängt die Haltbarkeit von der Art der Kraftüberleitung ab. Als Beispiel sei die Verbindung Nabe/Welle betrachtet.

Bei Naben- oder Einspannstellen entsteht bei D in Abb. 15 (Nr. 1) eine hohe Druckspannungsspitze, die die Quetschgrenze überschreitet und dadurch Zugeigenspannungen in der Welle auslöst. Nach einer halben Umdrehung der Welle kommt die Stelle D in die gezogene Faser. Die Zugeigenspannungen addieren sich hier zu den Biegezugspannungen und verursachen dadurch eine Erniedrigung der Biegewechselhaltbarkeit. Diese Wirkung kann gemildert werden durch Abrundung der Nabenkanten, durch Verwenden eines weicheren Werkstoffes für die Nabe und vor allem durch Weichergestalten der Nabenenden und durch Erzeugen von Druckeigenspannungen in der Wellenoberfläche, die meist mit einer Oberflächenhärtung verbunden sind[10]. Der 2. Grund für die Erniedrigung der Wechselhaltbarkeit bei Nabensitzen oder Einspannstellen ist die senkrecht zur Oberfläche wirkende Druckspannung, die die Wechselgleitung erhöht (Klemmwirkung). Mit zunehmendem Flächendruck sinkt deshalb die Wechselhaltbarkeit ab.

Eine unangenehme Begleiterscheinung bei allen form- oder kraftschlüssigen Verbindungen ist die Reibkorrosion. Sie bewirkt eine Aufrauhung der Oberfläche und damit eine Herabsetzung der Wechselhaltbarkeit. Die Kerbwirkung ist da am größten, wo die Reibkorrosionsfläche an eine glatte Fläche grenzt. Dieser Übergang kann durch Verstärkung des Sitzdurchmessers der Welle und Übergreifen der Nabenenden vermieden werden. Man kann die Reibkorrosion gering halten durch richtige, nicht zu geringe Pressung zwischen Welle und Nabe. Die ungünstige Wirkung der Reibkorrosion und der fast immer damit verbundenen Klemmwirkung kann weitgehend durch Druckeigenspannungen in der Wellenoberfläche vermindert werden (z. B. durch Nitrieren).

	Biegewechselfestigkeit des Wellenwerkstoffes σ_{wb} = 29 kg/mm²	Biegewechselhaltbarkeit (Nennspannung) kg/mm²	Steigerung der Haltbarkeit gegenüber Nr. 1
1	D	15,5	
2	Mit Druckeigenspannung in der Außenschicht der Welle	27	74 %
3	Mit Abrundung 3r	18	16 %
4		21	35 %
5	Mit Druckeigenspannung in der Außenschicht der Welle	30	93 %

Abb. 15. Biegewechselhaltbarkeit von umlaufenden Wellen, die in Naben eingespannt sind (nach A. Thum und F. Wunderlich)

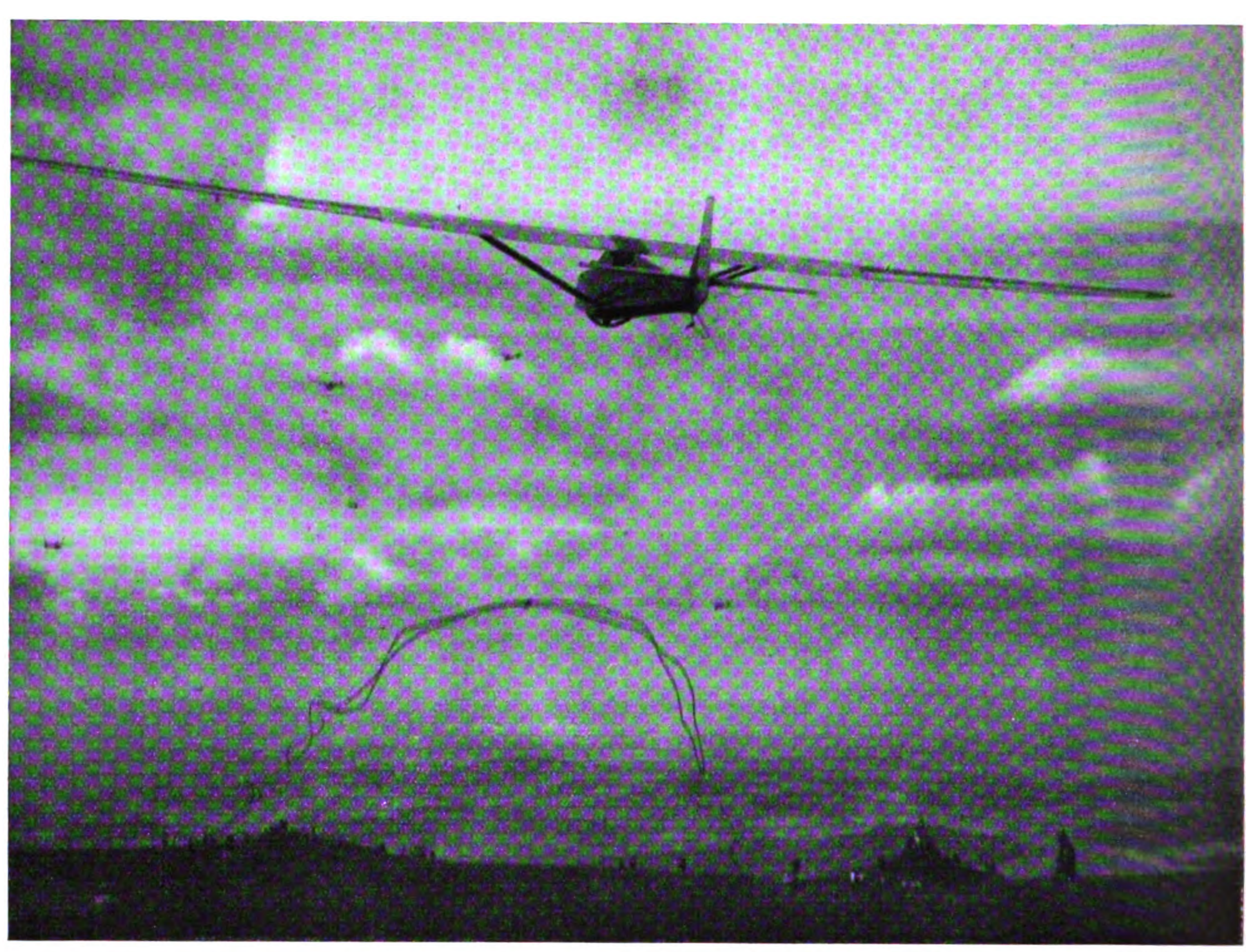
[9]) *H. Wiegand, Oberfläche u. Dauerfestigkeit, Habilitationsschrift T. H. Darmstadt 1940.*

[10]) *A. Thum u. F. Wunderlich, Die Dauerbiegefestigkeit v. Konstruktionsteilen an Einspannungen, Nabensitzen u. ähnlichen Kraftangriffstellen, Heft 5 d. Mat.-Prüf.-Anst. T. H. Darmstadt, VDI Verlag Berlin 1934.*



PK-Aufnahme des Kriegsberichters Markwardt

Eine „Wespe". Messerschmitt-Zerstörer Me 110 im Einsatz gegen rückwärtige Verbindungen der Sowjets



Start eines Segelflugzeugs auf der Wasserkuppe (Rhön)

Bild: H. Eckert

Die Beschleunigung von Segelflugzeugen beim Gummiseilstart

von F. KRÄMER

Der Gummiseilstart wird neben dem Winden- und Flugzeugschleppstart schon jahrelang angewandt, jedoch liegen noch keinerlei Messungen über die Größe und den zeitlichen Verlauf der Beschleunigung beim Start vor.

Diese Tatsache ist auf das Fehlen geeigneter Beschleunigungsmeßgeräte zurückzuführen, keineswegs auf mangelndes Interesse an dem Ergebnis solcher Messungen.

Die Kenntnis der Beschleunigung, insbesondere ihres Maximalwertes, hat wesentliche Bedeutung für die festigkeitsmäßige Beanspruchung aller Bauteile, darüber hinaus gewinnt aber auch die physiologische Wirkung des Beschleunigungsverlaufs an Interesse, besonders dann, wenn das Gummiseil durch ein anderes Startmittel, z. B. das Katapult, ersetzt werden soll. Bei Schiffskatapulten bewegen sich die Beschleunigungen zwischen 2,5 und 4,5 g, an welche die Besatzungen gewöhnt sind. Diese Größen können aber nicht ohne weiteres der Bemessung eines Segelflugzeugkatapultes zugrunde gelegt werden, da nicht alle Segelflugzeugmuster für diese Horizontalbeanspruchung entworfen sind, und auch die Flugzeugführer nicht in allen Fällen diesen Beschleunigungen ausgesetzt werden dürfen.

Jedes neue Startmittel für das Segelflugzeug muß deshalb eine möglichst gleichartige Beschleunigung erzeugen wie das gewohnte Gummiseil, wenn eine beschränkte Zulassung vorhandener Segelflugzeugmuster entfallen und wenn die gleiche physiologische Wirkung wie beim Gummiseilstart vorhanden sein soll, von dem bekannt ist, daß er allen Piloten ohne Prüfung zuträglich ist.

Zur Bestimmung des Beschleunigungsverlaufs sind registrierende Seilzugmesser nicht ohne weiteres greifbar, wenn man von Oszillographen und den dazugehörenden Gebern, ihrer hohen Gewichte und Empfindlichkeit wegen, absieht. Sie müssen neben großem Meßbereich und praktisch trägheitsloser Anzeige über eine hohe Registriergeschwindigkeit verfügen, da der ganze Meßvorgang in ein bis zwei Sekunden abläuft.

Die Beschleunigung ließe sich auch rückwärts aus einer Kino-Theodolit-Vermessung des startenden Flugzeugs gewinnen, durch zweimalige Differentiation der aufgenommenen Zeit-Weg-Kurve. Jedoch ist diese Methode nur mit Vorsicht anwendbar, da das zweimalige Differentieren fast unkontrollierbare Ungenauigkeiten mit sich bringt. Außerdem könnte durch eine solche Messung der Einfluß der Einzelgrößen, wie Bodenreibung, Gegenwind oder Seilvordehnung, nicht erfaßt werden.

Um einen allgemeinen Überblick zu gewinnen, wurde daher der Beschleunigungsverlauf auf rechnerischem Wege durch schrittweise Näherung aus der bekannten Gummizugkurve ermittelt. Aus der so gewonnenen Beschleunigung lassen sich dann durch Integration auch die Geschwindigkeits- und Zeit-

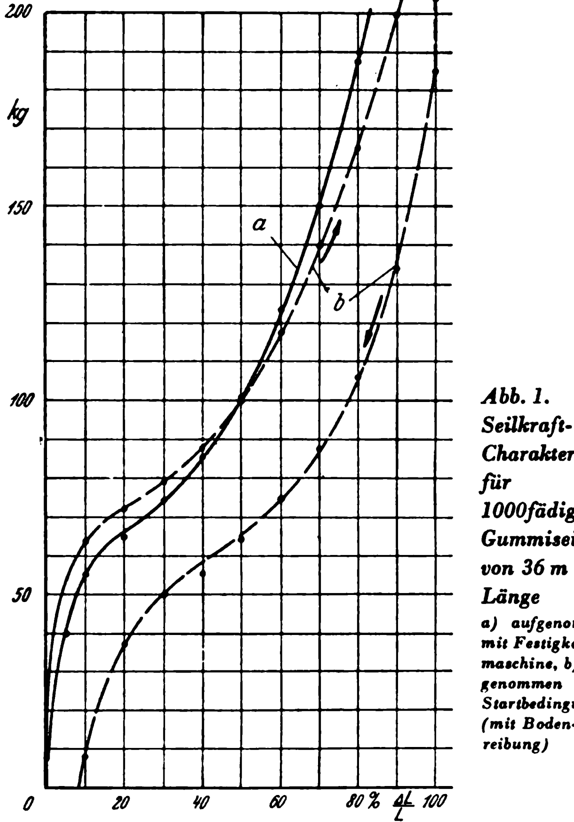


Abb. 1. ***Seilkraft-Charakteristik für 1000fädiges Gummiseil von 36 m Länge***

a) aufgenommen mit Festigkeitsmaschine, b) aufgenommen unter Startbedingungen (mit Bodenreibung)

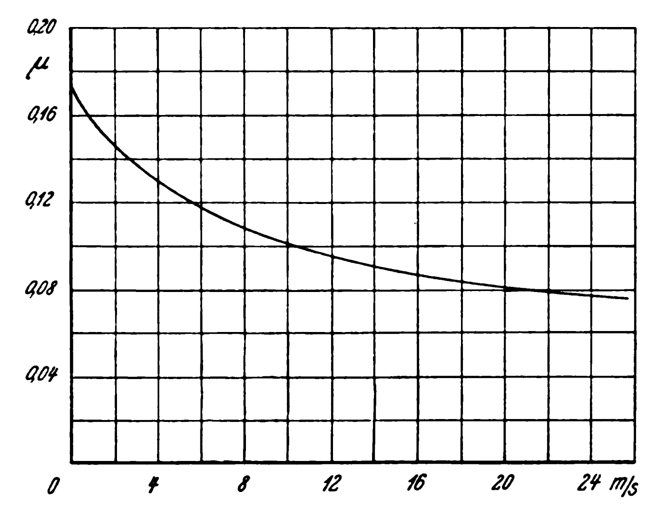


Abb. 2. Die Reibungszahl zwischen Kufe und Erdboden als Funktion der Geschwindigkeit

Weg-Kurven ermitteln. Da nur die Größenordnung der Beschleunigung und näherungsweise ihr zeitlicher Verlauf festgestellt werden sollen, genügt die Genauigkeit der Rechnungsergebnisse. Dabei muß in diesem Falle vorausgesetzt werden, daß die vereinfachenden Annahmen keinen wesentlichen Einfluß auf die Richtigkeit der Ergebnisse ausüben. Die Veränderlichen, die in der Rechnung als fest abgrenzbar eingesetzt wurden, und die bei einer Messung die Ursache von Streuwerten durch geänderte Versuchsbedingungen darstellen, sind insbesondere:

1. Alter und Zustand des Gummiseils.
2. Reibung zwischen Seil und Erdboden.
3. Reibung zwischen Erdboden und Segelflugzeugkufe.
4. Geändertes Fluggewicht.
5. Einwirkung von Gegenwind.
6. Größe des Seilwinkels am Rumpfbug.
7. Verhalten der Startmannschaft, besonders nach dem Kommando „Los".
8. Verhalten des Flugzeugführers, insbesondere Befehlsgabe für die Startmannschaft und Betätigung der Ruder beim Startvorgang.

Die Aufzählung vorstehender Punkte läßt erkennen, wie schwierig es ist und welchen Aufwandes es bedarf, den Beschleunigungsverlauf meßtechnisch exakt zu bestimmen und ihn auf die Einzelursachen aufzuteilen. Die genannten Faktoren müßten alle mehr oder weniger genau mitgemessen werden. Dieser Aufwand stünde in keinem Verhältnis zu dem auf einfachere Weise rechnerisch gewonnenen Ergebnis.

Der Rechnung wurden folgende Annahmen zugrunde gelegt:

1. Die Reibung des Startseils auf dem Boden, sein Alter und seine Beschaffenheit werden summarisch erfaßt durch die experimentelle Aufnahme der Kennlinie eines 36 m langen, 1000fädigen Startseils, wie es normalerweise verwendet wird. Bei der Aufnahme der Kennlinie wurde, dem praktischen Vorgang entsprechend, so verfahren, daß das auf dem Boden aufliegende Seil (auf Flugplatz mit normaler Grasnarbe) an einem Ende gedehnt und die am anderen Ende noch vorhandene freie Kraft während der Entspannung gemessen wurde. Die Entspannung erfolgte hierbei durch Nachlassen des Seilendes, an dem die Kraftmessung ausgeführt wurde.

   Das Ergebnis ist in Schaubild 1 dargestellt. Es zeigt eine, durch die Bodenreibung verursachte, bedeutende Abweichung von der mit der Festigkeitsmaschine aufgenommenen Charakteristik. Die Bodenreibung verhindert nämlich, daß die Dehnung beim Anziehen des einen Seilendes gleichmäßig sich über die Gesamtlänge erstreckt. Die Dehnung verläuft vielmehr so, daß sie am gezogenen Ende mit einem Höchstwert beginnt (bis 100 % und mehr) und nach dem freien Seilende, das am Segelflugzeug befestigt ist, und an dem bei der Eichung die Kraftmessung erfolgt, entsprechend abfällt.
2. Für die Bodenreibung zwischen Kufe und Erdboden wird das Reibungsgesetz nach Abb. 2 angenommen (nach Hütte I [26] S. 302), das den üblichen Verhältnissen weitgehend gerecht wird, wenn man als Reibungsbeiwert für $v = 0$ zwischen unbeschlagener Holzkufe und bewachsenem Erdboden μ zu 0,17 annimmt.
3. Im Start schon entstehende Luftkräfte werden nicht berücksichtigt. Während der Widerstand in der Rumpflängsachse ebenso wie die Bodenreibung verzögernd wirkt, ergibt der Auftrieb eine Verringerung der Bodenreibung und damit eine Verminderung der verzögernden Reibungskräfte. Wie eine einfache Überlegung zeigt, heben sich beide Einflüsse (zunehmender Luftwiderstand —abnehmende Bodenreibung) gegenseitig praktisch auf, insbesondere dann, wenn die Reibungszahl μ gleich der Gleitzahl Cw/Ca ist.
4. Die Seilzugrichtung fällt während des ganzen Startvorganges in der Vertikalebene mit der Richtung der Längsachse zusammen, in der Horizontalebene bilden beide

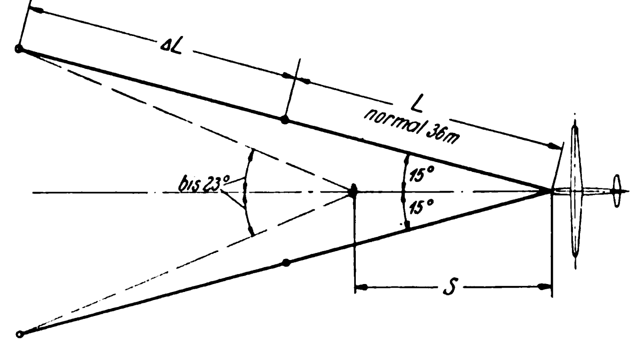


Abb. 3. Die Verhältnisse am Seil beim Startvorgang

S = Startstrecke, L = Seillänge, ΔL = Vordehnung

Seilenden mit der Rumpflängsachse einen konstanten Winkel von je 15° (Abb. 3).

5. Die Untersuchungen werden für Windstille angestellt, da jeder Gegenwind die zum Start notwendige Beschleunigung erniedrigt und Starts mit Rückenwind nicht interessieren.
6. Da die Luftkräfte im Start unberücksichtigt bleiben, entfällt auch der Einfluß des Flugzeugführers auf den Startvorgang durch Ruderbetätigung.
7. Das Nachspannen des Startseils nach dem Kommando „Los" durch die laufende Startmannschaft wird dadurch berücksichtigt, daß das Seilende nicht ruhend angenommen wird, sondern so, als ob es sich mit einer Geschwindigkeit von 2,0 m/s vom startenden Flugzeug wegbewegen würde. Diese Geschwindigkeit entspricht einem guten Mittelwert, wenn bei richtiger Kommandofolge („Ausziehen — Laufen — Los") die Startmannschaft genügend Bewegungsenergie besitzt, um das Seilende nach dem „Los"-Kommando noch durchzuziehen.

In Abb. 3 sind die Verhältnisse am Seil während des Starts dargestellt. Der Öffnungswinkel zwischen beiden Seilenden, der normalerweise etwa 30° beträgt, vergrößert sich bis zum Ende des Startvorgangs auf etwa 45°. Für die Rechnung wurde der Winkel mit 30° als konstant über den ganzen Start angenommen. Der Fehler, der dadurch entsteht, ist gleich der Differenz der Cosinus der beiden Winkel. Für die auftretenden Werte liegt er in der Größenordnung von 4 %.

Der Startvorgang wurde für mehrere Fälle untersucht, insbesondere für

verschiedene Fluggewichte,
verschiedene Seilvordehnungen,
vorhandene Bodenreibung,
fehlende Bodenreibung,
nachgespanntes Seilende (laufende Startmannschaft),
festgehaltenes Seilende (nur vorgedehnt).

Ein Auszug aus den Ergebnissen dieser Rechnungen ist in den Abb. 4 bis 8 dargestellt. In ihnen zeigen die Kurven *a* den Verlauf bei fehlender Bodenreibung, wobei die Seilenden nach der Vordehnung festgehalten gedacht sind.

Die Kurven *b* ergeben sich unter der gleichen Bedingung, jedoch bei vorhandener Bodenreibung nach Abb. 3.

Der Kurvenverlauf *c* schließlich enthält die Bodenreibung und die Auswirkung der laufenden Startmannschaft, entspricht also den wirklichen Verhältnissen.

Aus Abb. 4, noch deutlicher aus Abb. 5, geht hervor, daß die laufende Startmannschaft bzw. das dadurch nachgespannte Seil praktisch nur den Einfluß der Bodenreibung aufhebt, denn die maximale Geschwindigkeit liegt nur unwesentlich über derjenigen, die ohne Bodenreibung erreichbar wäre. Interessant ist, daß sich in diesem Falle gleichzeitig das Maximum der Beschleunigung um Bruchteile von Sekunden vom Zeitpunkt $t = 0$ entfernt, und zwar um so mehr, je geringer die Vordehnung im Augenblick des „Los"-Kommandos war. Dieser Einfluß der Vordehnung geht besonders aus Abb. 8 hervor.

Die Abb. 5, 6 und 7 zeigen den Startweg und die Geschwindigkeit als Funktion der Zeit bzw. des Weges für die beiden Fluggewichte 150 und 200 kg.

Die dargestellten Ergebnisse gelten alle für Seilvorspannungen von 80 %, einen Wert, der den in der Praxis auftretenden sehr nahekommen dürfte. Um den eingangs erwähnten Einfluß des Flugzeugführers auf den Startvorgang noch näher zu charakterisieren, sind in Abb. 8 die Beschleunigungskurven für die Vordehnungen 60, 80 und 100 % und ein Fluggewicht von 150 kg dargestellt. Sie zeigen sehr anschaulich, wie sprunghaft die Beschleunigung sich erhöhen kann, wenn das Kommando „Los" nicht rechtzeitig gegeben wird.

Die aus der Beschleunigung durch Integration gewonnenen Kurvenzüge des Geschwindigkeitsverlaufs über der Zeit und dem Weg sowie die erforderlichen Wegstrecken über der Zeit zeigen im wesentlichen, mit welchen Endgeschwindigkeiten bestenfalls gerechnet werden kann und längs welcher Startstrecken diese erreicht werden. Diese Ergebnisse haben besondere Bedeutung im Hinblick auf die durch verschiedene Segelflugzeugmuster der letzten Jahre angebahnte Entwicklung schneller und schwerer Langstrecken-Segelflugzeuge,

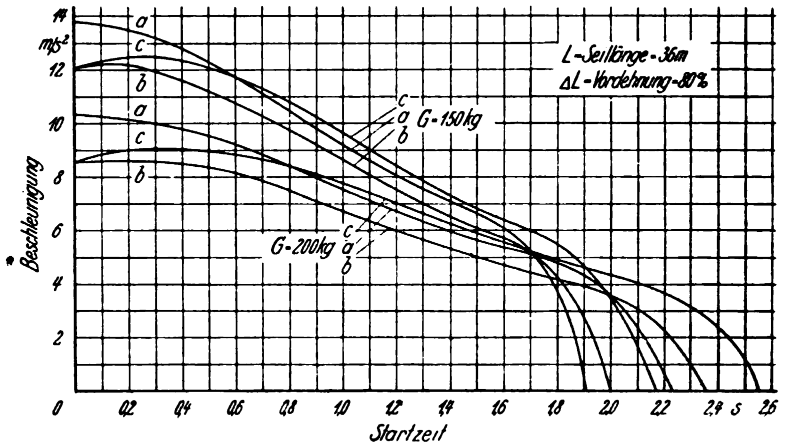


Abb. 4. Der Beschleunigungsverlauf als Funktion der Zeit
a) ohne Bodenreibung, b) mit Bodenreibung, c) mit Bodenreibung und laufender Startmannschaft

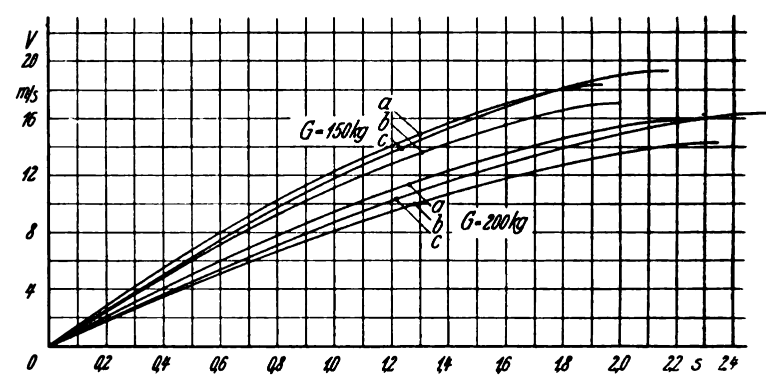


Abb. 5. Die Geschwindigkeiten als Funktion der Zeit
a) ohne Bodenreibung, b) mit Bodenreibung, c) mit Bodenreibung und laufender Startmannschaft

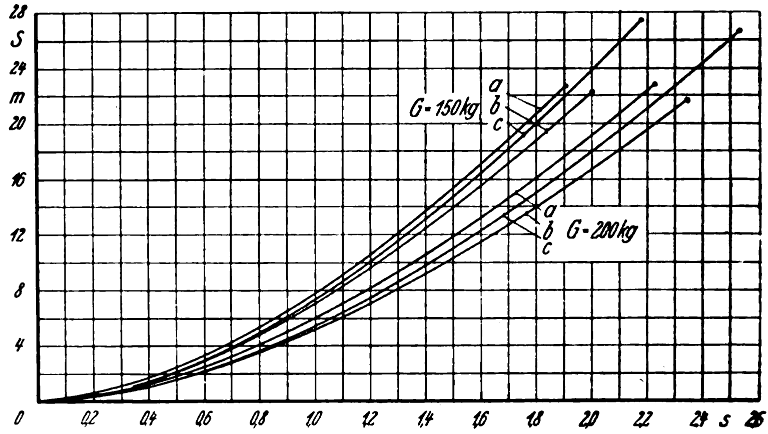


Abb. 6. Der Startweg als Funktion der Zeit ($L = 36$ m, $L = 80$ %).
a) ohne Bodenreibung, b) mit Bodenreibung, c) mit Bodenreibung und laufender Startmannschaft

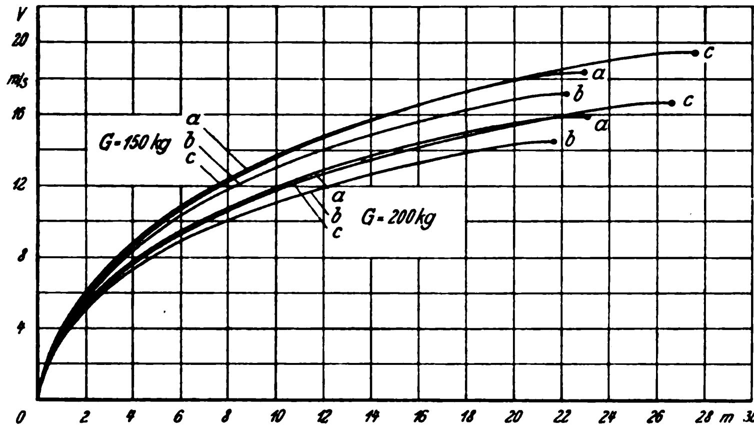


Abb. 7. *Die Geschwindigkeiten über dem Startweg* (L = 36 m, L = 80 %)
a) ohne Bodenreibung, b) mit Bodenreibung, c) mit Bodenreibung und laufender Startmannschaft

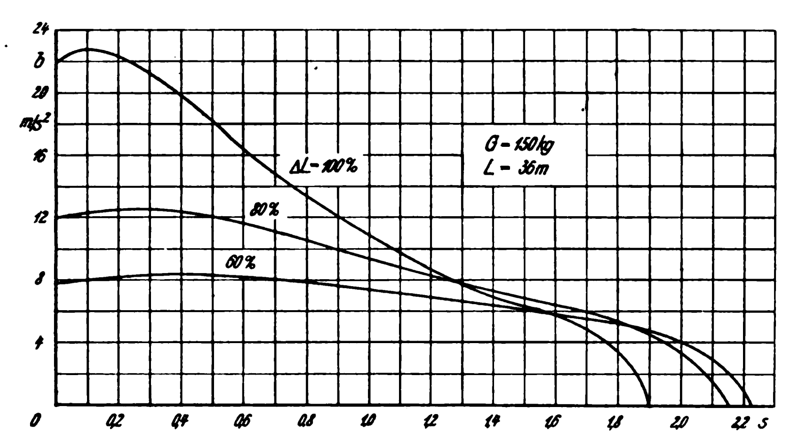


Abb. 8. *Der Beschleunigungsverlauf als Funktion der Zeit für verschiedene Vordehnungen*

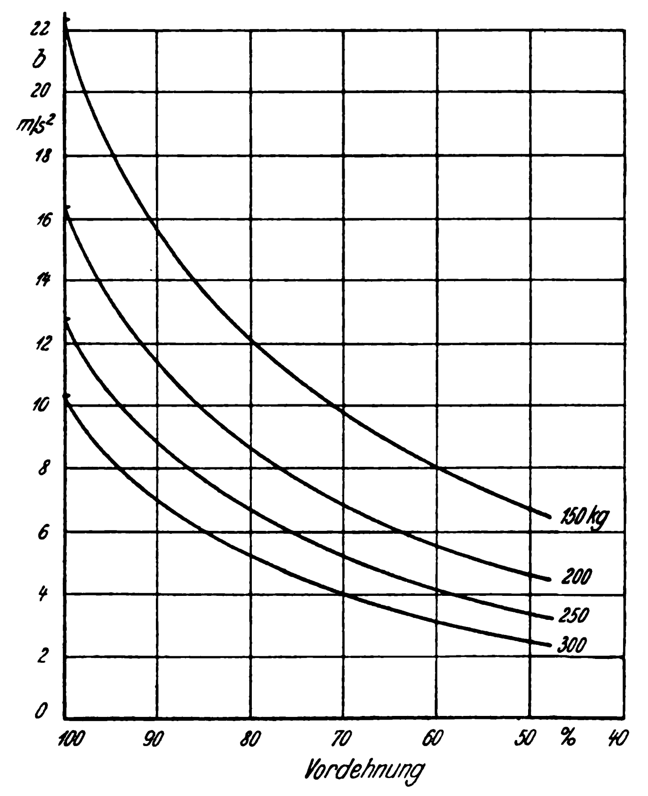


Abb. 9. *Die Maximalbeschleunigungen für verschiedene Fluggewichte und Vordehnungen*

deren Abfluggeschwindigkeiten und Fluggewichte bereits an der oberen Grenze der vorliegenden Rechnungsunterlagen bzw. -ergebnisse liegen. Bei Flugzeugen dieser Größenordnung können bereits geringgeachtete Einflüsse wie leichter Rückenwind, schlechtes Startseil oder ungenügend laufende Mannschaft zu Fehlstarts führen, wie aus der Praxis genügend bekannt ist.

Das Gesamtergebnis der Rechnungen ist hinsichtlich der maximalen Beschleunigungen in Schaubild 9 zusammengefaßt, da es zu weit führen würde, für alle Bedingungen die gleichen Schaubilder gemäß Abb. 4 bis 8 aufzuführen. Abb. 9 zeigt, daß mit Beschleunigungen gerechnet werden muß, die nicht in dem Bereich liegen, der überschlagsmäßig oder gar gefühlsmäßig erwartet wird, sondern weit höher, bis zu 2,25 g. Dieser Wert wird allerdings nur erreicht, wenn bei dem niedrigen Fluggewicht von 150 kg mit einer Vordehnung (im Augenblick des „Los"-Kommandos) von 100 % gestartet wird. Bei den üblichen Fluggewichten von 200 bis 250 kg bleiben die maximalen Beschleunigungen immer noch in der Größenordnung von rd. 1,4 g, die jedoch mit zurückgehender Vordehnung rasch absinken.

Zusammenfassend ergibt sich, daß die auftretenden Beschleunigungen unter normalen Verhältnissen bei einem Fluggewicht von 250 kg, einem 1000fädigen Startseil von 36 m Länge und einer Vordehnung von 80 % einen Wert von 7 bis 8 m/s² oder 0,7 bis 0,8 g annehmen. Mit abnehmendem Fluggewicht und insbesondere mit zunehmender Seilvorspannung können diese Werte den drei- bis vierfachen Betrag annehmen.

Ferner ergeben sich

Startlängen bis 28 m (bei Windstille),
Abhebegeschwindigkeiten bis 14 m/s und
Startzeiten bis 2,7 s.

Noch einmal zurückkehrend zur Beschleunigung (Abb. 4), kann festgestellt werden, daß sie sich von einem anfänglichen Höchstwert fast geradlinig vermindert und zum Ende steil auf Null abfällt. Idealisiert könnte ihr Verlauf durch ein Trapez dargestellt werden. Zur Zeit sind noch keine Untersuchungen bekannt, die darüber Auskunft geben, welche Form der Beschleunigungsverteilung physiologisch als angenehm empfunden wird bzw. für den menschlichen Organismus am wenigsten schädlich ist. Diese Kenntnis wäre zum Bau von Katapulten wichtig, da die Güte einer Katapultanlage nicht nach rein technischen Gesichtspunkten, z. B. ihrer maximalen Beschleunigung oder der durch sie ermöglichten kürzesten Startstrecke, beurteilt werden darf, sondern gleichzeitig noch nach der physiologischen Wirkung ihres Abschußvorganges, das heißt ihres Beschleunigungsverlaufs. Bei festliegenden Daten des abzuschießenden Flugzeugs ermöglicht das Katapult mit konstanter Beschleunigung und vorgegebenem Maximalwert bekanntlich die theoretisch kürzeste Bahnlänge. Jede andere Verteilung ergibt eine, dem „Völligkeitsgrad" der Beschleunigungskurve entsprechende, umgekehrt proportionale Vergrößerung dieser kürzesten Bahn. Es ist jedoch durchaus denkbar, daß die konstante Beschleunigung physiologisch „unangenehm" ist, während eine z. B. mit Null beginnende und wieder auf Null abfallende „angenehm" zu ertragen wäre. Es ist weiterhin denkbar, daß in letzterem Falle auch der Maximalwert höher liegen dürfte als im ersteren, da er nur Bruchteile von Sekunden auf den Organismus einwirkt. Erst nach Kenntnis dieser Einflüsse ist es möglich, das vollkommene Gerät zu schaffen, das nicht nur auf die technischen Belange, sondern auch auf den Menschen Rücksicht nimmt, der sich seiner bedienen will.



Die Luftaufnahmegeräte von Oskar Messter

Rückblick anläßlich seines 75. Geburtstages

von Dipl.-Ing. FRANZ MANEK, Jena

Am 21. November d. J. feierte Oskar Messter in völliger geistiger Frische in Tegernsee den 75. Geburtstag. Deutschland verdankt ihm seine Filmindustrie; dem Luftbildwesen gab er den ersten feldbrauchbaren Reihenbildner und das militärische Flugwesen bereicherte er durch ein Zielübungsgerät für Flieger.

Im nachfolgenden werden zwei seiner Erfindungen besprochen, und zwar der Reihenbildner, das ist eine automatische Aufnahmekamera, die es erlaubt, in rascher Aufeinanderfolge aus dem Flugzeug zusammenhängende photographische Aufnahmen des überflogenen Geländes zu machen, und das Zielübungsgerät oder die Maschinengewehr-Kamera, eine Kinokamera, die an Stelle des Maschinengewehrs oder neben ihm ins Flugzeug eingebaut wird und die Treffer des Kampffliegers registriert.

Oskar *Messter*, dessen Erfindungen auf dem Gebiete der Bildmessung in der gleichzeitig erscheinenden Zeitschrift der Deutschen Gesellschaft für Photogrammetrie[1]) besonders gewürdigt werden, hatte von seinem Vater außer einem Unternehmen, das sich mit Mechanik, Optik und Projektion befaßte, auch dessen Erfindungsgeist geerbt. So baute er schon lange vor dem Weltkrieg außer den Kinoapparaten für Vorführungen auch Aufnahmegeräte für wissenschaftliche Untersuchungen, wie sie von staatlichen Ämtern oder Firmen, wie Krupp usw., verlangt wurden. Vom Freiballon aus versuchte er bereits im Jahre 1909 Geländeaufnahmen mit einer Kinokamera herzustellen.

Der Weltkrieg brachte die Notwendigkeit, zusammenhängende Großgebiete aus der Luft rasch aufzunehmen. Man führte vorerst Erkundungen aus der Luft, und zwar durch bloße Beobachtungen aus geringer Höhe aus. Da man indessen die Meldung des Beobachters von seinem Gedächtnis und seinen Eindrücken unabhängig machen mußte, so benutzte man das Luftbild, das man mittels Kammern mit Wechselkassetten für Glasplatten herstellte. Die damit erzielten Leistungen ließen den Wunsch nach einem Gerät zur automatischen Herstellung ganzer Bildreihen entstehen.

Nun tauchte der Gedanke auf, Kinoaufnahmen aus dem Flugzeug zu machen, wie es versuchsweise schon mehrere Jahre zuvor geschehen war, und man wandte sich an *Messter*, der sogleich das wesentlich Neue der Aufgabe erkannte und daranging, eine Spezialkammer für diesen Zweck zu schaffen. Das erste halbautomatische Gerät (Zeiss-Tessar f = 30 cm, Bildformat 10 × 10 cm, Filmbreite 12 cm, Filmlänge 25 m), genannt „Strandhaubitze", wurde im Frühjahr 1915 bei der Feldfliegerabteilung 40 zu Handzaeme in Flandern erprobt.

Über die ersten Versuche mit dem neuen Gerät schreibt *Messter*[2]): „Die erste Versuchsaufnahme mit der »Strandhaubitze«, wie man meine Kamera an der Front nannte, zeigte den Yserkanal mit der Schleuse bei Steenstrate. Sie hängt im Deutschen Museum in München zusammen mit anderen Reihenbildaufnahmen ...

Meine »Strandhaubitze« hatte ihre Überlegenheit über die Fliegerkamera mit Kassetten gezeigt. Die Vorteile der Filmbänder gegenüber der Glasplatte waren erwiesen. Dieser Erfolg hatte mich auf die Idee gebracht, die Aufklärung durch Fliegerbilder auf eine vollständig neue Grundlage zu stellen.

Ich weiß nicht, ob Hauptmann *Bufe*, mein damaliger Abteilungschef, meinen Optimismus teilte, als er mich nach Berlin schickte, um diese »Wunderkamera« zu konstruieren und herzustellen. Sie sollte alles automatisch machen und Bilder in einer bisher für unmöglich gehaltenen Qualität und Quantität herstellen. Schon am 26. Mai 1915 konnte mit meinem neuen Reihenbildner der erste Flug gemacht werden. Das Reihenbild von Edewalle-Handzaeme, Maßstab 1 : 3840 (Deutsches Museum, München) zeigte, daß ich nicht zu viel versprochen hatte.

Mein Reihenbildner, Rb genannt, benutzte als Objektiv ein Zeiss-Tessar von 25 cm Brennweite. Das Bildformat betrug 3,5 × 24 cm. Die Aufnahmen erfolgten auf Normalkinofilm ohne Perforation. Das Laufwerk schaltete, ähnlich wie in der Kinokamera, Bild für Bild periodisch weiter, und zwar quer zur Flugrichtung um jeweils 24 cm. Der Antrieb erfolgte durch einen kleinen Luftpropeller. Die schmalen Bildstreifen ergeben, mit ihrer Längsseite passend aneinandergeklebt, ein lückenloses Bild des überflogenen Geländes. Bei der damals üblichen Flughöhe von 2500 m konnten die Aufnahmen eine Übersichtskarte eines Geländestreifens von 2,5 km Breite und 60 km Länge im Maßstab 1 : 10 000 bilden. Die Entwicklung und Bearbeitung des Negatives nahm, nach einem besonderen Verfahren, nicht viel Zeit in Anspruch, so daß das fertige, etwa 24 cm breite und 6 m lange Positiv-Papierbild in wenigen Stunden herzustellen war. Es deckte eine Fläche von 150 qkm."

Infolge der guten Versuchsergebnisse kam es zu größeren Bestellungen und bis November 1915 waren bereits 28 Reihenbildner an Heer und Marine geliefert, die auf verschiedene Frontabschnitte verteilt wurden. Besonders in Rußland, wo es nur mangelhafte Karten gab, wurden die vom Feinde hinter der Front vorbereiteten Stellungen vollständig aufgenommen.

Ein weiteres großes Feld eröffnete sich für die Reihenbildner außer bei Erkundungen auch bei der topographischen Aufnahme der großen Länder, die, wie Rußland und der Balkan, besetzt waren und nur über mangelhafte Karten verfügten, wie dies in Kleinasien und Palästina der Fall war.

Bald verfügte die deutsche Heeresverwaltung über eine große Zahl erfolgreicher Bildflieger. Zwei von ihnen wurden für ihre Leistungen mit Reihenbildnern durch Verleihung des Ordens „Pour le mérite" ausgezeichnet.

Überaus lehrreich und anziehend ist für den Fachmann eine Durchsicht der verschiedenen Reihenbildnertypen, die sozusagen vom ersten Augenblick an wesentliche Elemente enthielten, die noch heute, und häufig sogar in nur wenig veränderter Form, bei den modernsten Kammertypen vorkommen (vgl. die Zusammenstellung auf Seite 349).

Der Kammerkörper bestand bei den ersten Geräten aus Holz, später aus Leichtmetall. An der Unterseite saß das Objektiv; an beiden Seiten waren Einrichtungen für eine elastische Aufhängung vorgesehen.

Als Objektive wurden (ab 1917 mit auswechselbarem Stutzen) folgende benutzt:

Zeiss-Tessar 1 : 4,5 f = 25 cm
„ „ 1 : 5 f = 50 cm
Zeiss-Triplet 1 : 5 f = 70 cm

Sie waren mit Irisblenden und Gelbfiltern versehen.

[1]) *Dr. Paul Karlson: „Oskar Messters Arbeiten zum Luftbildwesen." Bildmessung und Luftbildwesen 1941, H. 4.*

[2]) *O. Messter, Mein Weg mit dem Film. M. Hesses Verlag, Berlin-Schöneberg, 1936. S. 84—85.*



Ein Schlitzverschluß aus Metall nutzte die Lichtstärke des Objektives durch eine besondere Form des Schlitzes voll aus und war mittels eines am Kameragehäuse angebrachten Zeigers für die Geschwindigkeiten von $^1/_{100}$—$^1/_{250}$ Sekunde einstellbar.

Das Bildformat ist von der Brennweite des verwendeten Objektives abhängig. Da Zeiss-Tessare 1 : 4,5 f = 25 cm verwendet wurden, die einen Kreis von etwa 25 cm Durchmesser auszeichnen, so legte man in diesen Kreis das Bildformat 3,5 × 24 cm (Versuchsmodell, Mai 1915) und später (November 1915) 6 × 24 cm ein. Diese schmalen Bildformate waren dadurch bedingt, daß Messter trachtete, soviel als möglich quer zur Flugrichtung aus dem Bildfeld des Objektives herauszuholen. Seine Patentschrift Nr. 298 086 vom 6. 6. 1915 besagt, „daß die Ausdehnung jedes Bildfeldes quer zur Flugrichtung ein Vielfaches der Abmessung des Bildfeldes in der Flugrichtung wird“, was somit als charakteristisches Zeichen der Messter-Reihenbildner anzusehen ist.

Beim quadratischen oder nahezu quadratischen Format treten bei der Herstellung von Bildplänen Schwierigkeiten auf, indem die einzelnen Aufnahmen beim Zusammenkleben nicht aneinanderpassen, sobald es Höhenunterschiede im Gelände gibt. Man hilft sich dann durch Wegschneiden der Randpartien, wobei es viel Abfall gibt. Diesen Übelstand beschränkte Messter auf ein Mindestmaß, indem er das Format seiner Reihenbildner so wählte, daß es in der Flugrichtung schmal, quer dazu aber möglichst breit war. Dadurch erfolgten einerseits die Belichtungszeiten in so kurzen Zeitabständen, daß die Einflüsse von Höhenunterschieden im Gelände geringfügig blieben, andererseits aber das Bildfeld des Objektives voll ausgenützt war.

Das quadratische Format hingegen, das Messter bei der „Strandhaubitze“ anordnete und das sonst im Weltkrieg nur noch bei den Teilbildern der Flug-Stereokameras von *Herzig* und *Lechner* (Wien) Verwendung fand, eignete sich besonders für stereoskopische Betrachtung und Messung. Es ist denn auch das alleinherrschende geworden, so daß die heutigen Meßreihenbildner auch in dieser Hinsicht auf Messters ersten Vorschlag zurückgehen.

Die Planlegung des Films im Bildfenster erfolgte während der Belichtung durch mechanisches Anpressen an eine Glasscheibe oder durch Staudruck in der Kammer gegen eine ebene Rückwand.

Die ersten Reihenbildner wurden in der Dunkelkammer mit Film beschickt und nach erfolgter Belichtung wieder entleert. Ab März 1916 jedoch baute man besondere Kassetten für 60 bzw. 120 m Film.

Als Film für das Rb-Versuchsgerät wurde normaler Kinofilm verwendet. Die späteren Modelle I, II, III und IVa hatten 6 cm breiten, die Modelle Va und b 8 cm bzw. 12 cm breiten Film, der quer zur Flugrichtung fortgeschaltet wurde. Dagegen wurde das Modell IVb mit 24 cm breitem Film beschickt, der in der Flugrichtung lief, von dem jedoch für die einzelnen Aufnahmen nur ein 6 × 24 cm großes Format belichtet wurde.

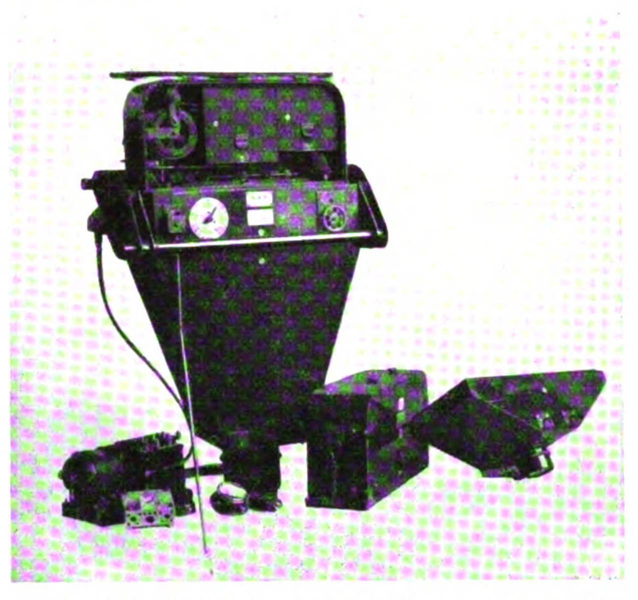


Abb. 1. Reihenbildner Modell IVa (1917) mit 50-cm-Objektiv, Stufenwechselgetriebe, Filmkassette und auswechselbarem Stutzen mit 25-cm-Objektiv

Zusammenstellung der verschiedenen Modelle von Messter-Reihenbildnern (Rb)

Jahr des Erscheinens	Modell	Anzahl	Brennweite cm	Bildformat cm × cm	Material	Film				Verschluß	Gesamt-Antrieb
						Breite cm	Länge cm	Zahl der Aufnahmen	Antrieb		
1915	Flieger-Handkamera mit Film	1	30	10 × 10	Holz	12	25	250	Handantrieb	Einscheiben-verschluß	halbautomatisch
1915	Rb-Versuchsmodell	1	25	3,5 × 24	„	3,5	50	200	Reibwalzen	Metall-Schlitzv.	Luftpropeller
1915	Rb-Mod. I	28	25	6 × 24	„	6	60	240	„	„	„
1916	Rb-Mod. II	111	25/50	6 × 24	Holz u. Metall ab 1919: Metall	6	120	480	Zahntrommel und Schläger	„	Windturbine ab 1917: elektrisch
1917	Rb-Mod. III			6,5 × 20	Metall	22				Schlitzverschluß mit Gummistoff	elektrisch (Motor)
1917	Kreisel-Rb	1	25	6 × 24	Holz u. Metall	6					
1917	Rb-Mod. IVa	58	25/50/70	6 × 24	Holz	6	60	240	Reibwalzen	Schlitzverschluß mit Gummistoff	elektrisch
1917	Rb-Mod. IVb	130	25/50/70	6 × 24	„	24	30	480	„	„	„
1917	Rb-Mod. Va	21	50	8 × 48	„	8	100	200	„	„	„
1919	Rb-Mod. Vb	2	50	12 × 48	„	12	120	240	„	„	„
1926	Klein-Rb	3	10,5	4 × 9	Metall	9	50	700		Metall-Schlitzv.	Windrad od. elektrisch

Das Triebwerk betätigte a) das Fortschalten des Filmes entsprechend seiner Bildgröße, dabei gleichzeitig b) das Spannen des Schlitzverschlusses, c) das Stillsetzen des Filmbandes im Bildfenster, d) das Planpressen des Filmes, dann e) das Freigeben des Verschlusses zwecks Belichtung, f) das Aufheben der Filmpressung. Hiernach wiederholten sich die Vorgänge a) bis f). Nur Modell II, wo das Fortschalten des Filmes mit Zahntrommel und Schläger erfolgte, war für perforierten Film eingerichtet, alle übrigen Modelle verwendeten unperforierten Film.

Der Antrieb erfolgte durch Luftpropeller, durch Luftturbine oder durch Elektromotor, für den eine eigene, durch Luftpropeller angetriebene Dynamomaschine den Strom lieferte. Alle Reihenbildner hatten, von Modell I an, Aufnahmezähler, Filmlaufkontrolle und Röhrenlibellen.

Die Aufhängung der Reihenbildner erfolgte mittels eines besonderen Gestelles, in dem sie vertikal und erschütterungsfrei gelagert wurden. In dem DRP. 332 233, 1915, wurde statt eines Kammersystems auch Pendelung einer Einzelkammer vorgesehen, also eines Verfahrens, das gerade in neuester Zeit wieder eine gewisse Bedeutung erlangt.

Ein Messterscher Überdeckungsregler, welcher mit dem Rb verbunden war, zeigte Stifte, deren Geschwindigkeit so reguliert werden konnte, daß sie sich mit dem Gelände gemeinsam zu bewegen schienen. Alle Rb wurden von der Projektions-Maschinenbau G. m. b. H., Berlin, hergestellt, mit Ausnahme von Modell III, das Ernemann in Dresden anfertigte.

Für die Entwicklung und weitere Bearbeitung der Aufnahmen der „Strandhaubitze" und aller Reihenbildner kamen ab 1915 Entwicklungsrahmen mit Stiften und zusammenlegbare Trockentrommeln in Anwendung.

Zum Kopieren wurde bis Juli 1915 das entwickelte Negativband zusammen mit dem Papier-Positivband kontinuierlich an einem Lichtspalt eines Kopierapparates vorbeigeführt, um dann wie das Negativ entwickelt zu werden. In Einzelbilder geteilt, wurden die Papierkopien im Klebepult schuppenartig zusammengeklebt, woher die scherzhafte Bezeichnung „Schuppentier", für die ersten Bildpläne stammte.

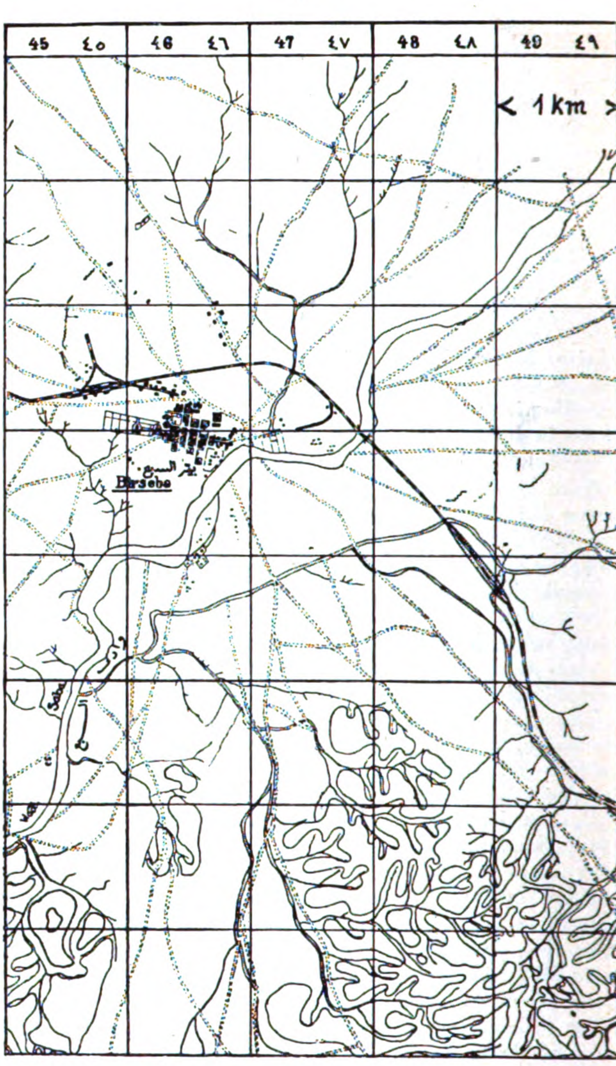


Abb. 3. Verkleinerter Ausschnitt aus einem Plan von Palästina (Originalmaßstab 1 : 25 000), der im Jahre 1917 nach Reihenbildner-Aufnahmen von Oblt. Kurt Jancke bei der Feldfliegerabt. 300 („Pascha") gezeichnet wurde. Die aufgenommene Fläche betrug 1500 qkm. Der fertige Plan konnte bereits 14 Tage nach dem Bildflug übergeben werden



Feldflieger-Abteilung 31. R. 19 (Verkleinerung 1/10)

Abb. 2. Stellungen an der Mündung der Beresina in den Njemen.
(Aufgenommen von Lt. Graf Kanitz am 21. 6. 1916; Flughöhe 3040 m)

Ab August 1915 legte man die aufeinanderfolgenden Einzelnegative in einem besonderen Schneidepult so übereinander, daß sich gleiche Teile deckten, worauf die beiden Negative gemeinsam durchschnitten wurden. Im Klebepult setzte man sie dann aneinander und verband sie mittels Filmblättchen. Später wurden sie auf Filmfolien 30 × 40 cm aufgeklebt.

Die im Weltkrieg erzielten Leistungen betrugen laut Angabe des Heeresabwicklungsamtes Preußen während der Jahre 1915 bis 1918: 933 000 m Film, der mit 241 Messter-Reihenbildnern aufgenommen war, was einer Geländefläche von 7 202 935 km^2 entsprach.

Der Messter-Reihenbildner fand von den ersten Versuchsaufnahmen an durchweg eine überaus günstige Beurteilung von allen Seiten. Da man bis dahin nur mit nichtautomatischen Handkammern gearbeitet hatte und infolgedessen auch nur selten Bildpläne kleinsten Um-

Zusammenstellung der wichtigsten Modelle von Messter-MG-Kameras

Name des Zielübungsgerätes	Brennweite cm	Bildformat cm × cm	Normalfilm Länge m	Zahl d. Aufn.	Antrieb
Versuchsmodell (für Kampfeinsitzer)	9	2,0 × 2,5	20	800	Windturbine
Type BF (Beobachterform)	15	rund, d=2 cm	25	1000	Federwerk
Type TF (Tropfenform)	15	rund, d=2 cm	10	400	„
Trommel I	15	rund, d=2 cm	25	1000	„
Madsen-Trommel	10,5	rund, d=2 cm	35	1300	„

fangs herstellen konnte, im übrigen sich aber auf einzelne Auswertung der Fliegerbilder beschränkte, so sah man erst jetzt die Möglichkeit gekommen, ganze Frontabschnitte und weite Gebiete von feindlichen oder besetzten Ländern zusammenhängend aufzunehmen.

Im Ausland erkannte man die Überlegenheit der Messter-Reihenbildner über ähnliche Modelle der Alliierten ebenfalls an[3]).

Die zahlreichen, zu Messters Erfindungen gehörenden Patente finden sich in der erwähnten Veröffentlichung (B. u. L. 1941 H. 4) angeführt; sie zeugen von der außerordentlichen Liebe und Mühe, die er für den Reihenbildner zu einer Zeit aufgewendet hat, wo die künftige Entwicklung noch lange nicht zu übersehen und es unsicher war, ob sich die Luftbildmessung in jener Richtung weiter entwickeln würde. Materiellen Gewinn, wie man dies oft anzunehmen glaubt, dürfte Messter kaum gehabt haben, denn die Summe von 200 000 000 Papiermark, die ihm der Fiskus nach einer gerichtlichen Entscheidung vom 15. 6. 1923 zahlen sollte, gelangte nie in seine Hände. Es zeugte aber von *Messters* unbeugsamem Optimismus, daß er unternehmungsfreudig immer wieder neue und große Opfer brachte, um seinem einmal gefaßten Gedanken zum Siege zu verhelfen. —



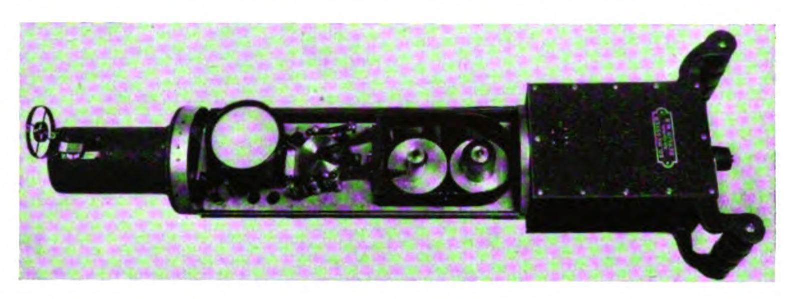


Abb. 4 und 5 (oben). Messter-Zielübungsgerät BF. Seitenansicht bei geschlossenem Zustand und Aufsicht auf das geöffnete Instrument ($^1/_6$ nat. Größe)

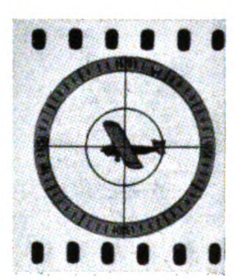


Abb. 6 (rechts). Blickfeld des Zielübungsgerätes BF (nat. Größe)

Das Zielübungsgerät oder die Maschinengewehrkamera entstand im Weltkrieg aus dem Bedürfnis heraus, den Kampffliegern eine immer vollkommenere Ausbildung zu verschaffen. Oskar *Messter* schrieb hierüber am 13. und 14. 3. 1916 an Oberleutnant *Fink*, Bildoffizier des Feldflugchefs, daß seine neue Erfindung, die MGK, „feststellen soll, welche Beobachter die besten Maschinengewehrschützen vom Flugzeug aus sind, damit nur diese an die Front geschickt werden. Zur Festlegung wollen wir ein einfaches kleines kinematographisches Aufnahmegerät wählen, das mit dem MG. verbunden wird. Das MG. schießt mit Platzpatronen ... Während des Schießens macht das Gerät Aufnahmen im Format von 2 × 2,5 cm in einer Brennweite von etwa 10 cm. Das Gesichtsfeld enthält ein Fadenkreuz ... Die zurückgebrachten Bilder lassen erkennen:

1. wer den Treffer bekommen hat,
2. wer die meisten Treffer erhalten hat,
3. bei kurzen Entfernungen, wo die Treffer sitzen,
4. durch welche geschickte Bewegungen der Angegriffene in der Lage ist, sich den Schüssen zu entziehen". —

„Die von *Messter* zuerst zur Ausführung gelangten Modelle waren keine mit dem MG. verbundenen Kinokameras, sondern sie hatten äußerlich die Form eines Maschinengewehrs und arbeiteten unabhängig von einem solchen. Sie waren entweder auf einem MG.-Pivot (Lafettenhalterung) beweglich montiert oder starr neben dem Motor, oder auf den Tragflächen in einem Kampfflugzeug eingebaut. Der Mechanismus wurde durch Druck auf einen Knopf am Gerät oder durch Fernauslösevorrichtung betätigt. Die Visiereinrichtung, die stets parallel zur optischen Achse lag, war die gleiche wie bei einem MG.; an Stelle der Patronen benutzte es Filmstreifen. Statt 600—720 Schuß in der Minute abzugeben, machte es 600—720 Filmaufnahmen. Jede Aufnahme zeigte das gegnerische Flugzeug und ein Fadenkreuz. Der Schütze konnte daraus ersehen, wohin er gezielt hatte, ob er zu tief oder zu hoch »geschossen« hatte, und er konnte sich für seinen nächsten Flug entsprechend korrigieren. Er sollte mit einem ganz anderen Selbstvertrauen an den Feind herangehen, wenn er aus diesen Versuchsaufnahmen erkannt hatte, wo jeder »Schuß« saß. Es wurde zur Regel, daß Flieger erst als Kampfflieger gegen den Feind geschickt wurden, nachdem sie genügend Treffer mit der MG.-Kamera nachwiesen."

Über einige technische Einzelheiten unterrichtet die Zusammenstellung der verschiedenen Modelle sowie Abb. 5, auf der das Kreisvisier mit zwei Ringen und Fadenkreuz gut erkennbar ist. Dasselbe stimmt in seiner Form mit dem auf dem Film abgebildeten Bildfeld (Abb. 6) überein. Über der um das Schaubild sichtbaren Skala, die dem Uhrzifferblatt entspricht, machen ein Minuten- und Sekundenzeiger des mit dem Aufnahmegerät verbundenen Uhrwerkes die jeweilige Uhrzeit sichtbar.

Nach dem Weltkriege durfte Deutschland die MG.-Kamera nicht verwenden, doch im Ausland wurde sie bei den Luftwaffen der Großmächte eingeführt.

Bei der Gründung der Zeiss-Aerotopograph Gesellschaft im Jahre 1931 übernahm dieselbe die Reihenbildner-Patente. Die Maschinengewehr-Kamera-Patente gingen an Zeiss-Ikon über. Die von dieser Firma entwickelten Modelle besitzen auch heute noch die grundlegenden Merkmale der Messter-Modelle aus dem Jahre 1917.

[3]) *Carlier, La Photographie Aérienne pendant la Guerre. Paris 1921. S. 40—43.*



Focke-Wulf-Nahaufklärer Fw 189. Das Auge der Front bei Tag und Nacht. Durch die Doppelrumpfanordnung werden der Besatzung hervorragende Sichtverhältnisse geboten. Starke Angriffs- und Abwehrwaffen und ausgezeichnete Flugeigenschaften ermöglichen der Besatzung dieses Flugzeuges die Durchführung ihrer Aufgaben

Der Nahaufklärer Focke-Wulf Fw 189

von Dr.-Ing. H. CONRADIS, Bremen

Der Nahaufklärer Focke-Wulf Fw 189 ist eines der neuzeitlichsten deutschen Flugzeugmuster, das serienmäßig für den durch seinen Namen gekennzeichneten Sonderzweck hergestellt wird. Beim heutigen Stand der Flugtechnik ist es selbstverständlich, daß für jede taktische Aufgabe auch besonders geartete Flugzeuge zur Verfügung gestellt werden müssen, die jeweils ein Höchstmaß der für diesen Einsatz erforderlichen militärischen Leistungen zu erreichen gestatten. Während die Fernaufklärung sich in weitesten Räumen im Hinterland des Feindes und meist ohne unmittelbare Verbindung mit irgendwelchen Kampfhandlungen vollzieht, und daher zwar verhältnismäßig wenige, aber dafür sehr hochwertige Flugzeuge mit erheblicher Reichweite, großer Arbeitshöhe und hoher Geschwindigkeit braucht, stellt die Nahaufklärung fast entgegengesetzte Aufgaben. Der Naherkunder zur taktischen Aufklärung ist das Auge des kämpfenden Heeres, er hat vor allem Augenblicksaufgaben zu lösen: die feindliche Front ist in ihren Einzelheiten auszumachen und ihre Bewegungen während des Kampfes sind zu erkunden, der Artillerie und den Stukas sind Ziele zuzuweisen, feindliche Panzerkräfte müssen aufgesucht und ununterbrochen beobachtet werden; sogar in Erdkämpfe muß der Nahaufklärer eingreifen können und z. B. Bereitstellungen mit Bordwaffen und Bomben bekämpfen. Zugleich müssen Meldungen schnellstens drahtlos übermittelt und genaue Belege der Erkundungsergebnisse durch die Aufnahmen des Lichtbildgeräts überbracht werden.

Ein für solche Zwecke und für derartig verschiedene und z. T. recht harte Bedingungen entwickeltes Flugzeug muß demnach folgende Eigenschaften aufweisen: gute Sicht nach möglichst allen Seiten, auch nach unten und nach hinten; kurze Start- und Landestrecke und unempfindliches Fahrwerk, um auch auf jedem, häufig kleinem und schlechtem Feldflugplatz eingesetzt werden zu können; vor allem aber müssen der Besatzung günstige Arbeitsbedingungen geboten werden, da sie häufig in kürzester Zeit ihre Aufgaben ändern muß, um zugleich in der lückenlosen Erfüllung ihres Auftrages und in der bei der Frontnähe sehr häufig notwendigen Verteidigung sich einsetzen zu können. Da dieser Einsatz des Flugzeuges in Kampfzeiten oft in kurzen Zeitabständen wiederholt werden muß, ist leichteste Wartbarkeit und einfachster Ein- und Ausbau von Ersatzteilen eine wichtige Voraussetzung, erleichtert durch die Bedingung, daß der jeweilige Einsatz immer nur über kleineren Frontabschnitten möglich ist und damit insgesamt eine große Stückzahl solcher Flugzeuge bereitgestellt werden muß; diese Forderungen bedingen ein für Großreihenfertigung besonders geeignetes Flugzeug.

Um freie Sicht und Verteidigungsbereitschaft nach allen Seiten und insbesondere nach rückwärts zu bekommen, wurde der Leitwerksträger zweiteilig ausgeführt; so war es möglich, das zwischen diesen Trägern ohne Leitwerk auslaufende Rumpfende ebenfalls als verglasten Raum mit drehbarer Lafette auszubilden. Diese Verdopplung des Leitwerkträgers, jedem von weitem wahrnehmbar, ist das charakteristische äußere Merkmal dieses Flugzeugmusters; die Fw 189 war damit das erste deutsche Flugzeugmuster mit zwei Leitwerksträgern geworden.

In dem sowohl vorn wie hinten über einem großen Teil des Umfanges verglasten Rumpf konnte die Innenaufteilung leicht den Forderungen nach ausgezeichneter Beobachtertätigkeit und einer nach allen Richtungen weisenden Verteidigungskraft angepaßt werden. Wie üblich sind am Sitz des Flugzeugführers vorn links alle Flugzeug- und Triebwerksüberwachungs- und Steuergeräte angeordnet; dem Beobachter steht rechts daneben ein auf Schienen fahrbarer Rollsitz zur Verfügung, von dem aus er vorn die versenkt eingebauten Überdeckungs- und Bildfolgeregler schalten oder aber, in der achteren Sitzstellung und nach Schwenkung um 90°, die hinter dem Führersitz angeordneten Nachrichtengeräte bedienen und auch in den Abwehrkampf eingreifen kann. Der dritte Mann fliegt als Bordschütze; das Operieren in niedriger Höhe, bedingt durch die Einzelaufgaben der Kampfaufklärung, erfordert häufig, diejenigen Bodenziele anzugreifen, die den Flugauftrag zu stören versuchen. Die Bewaffnung umfaßt daher auch starre Maschinengewehre und

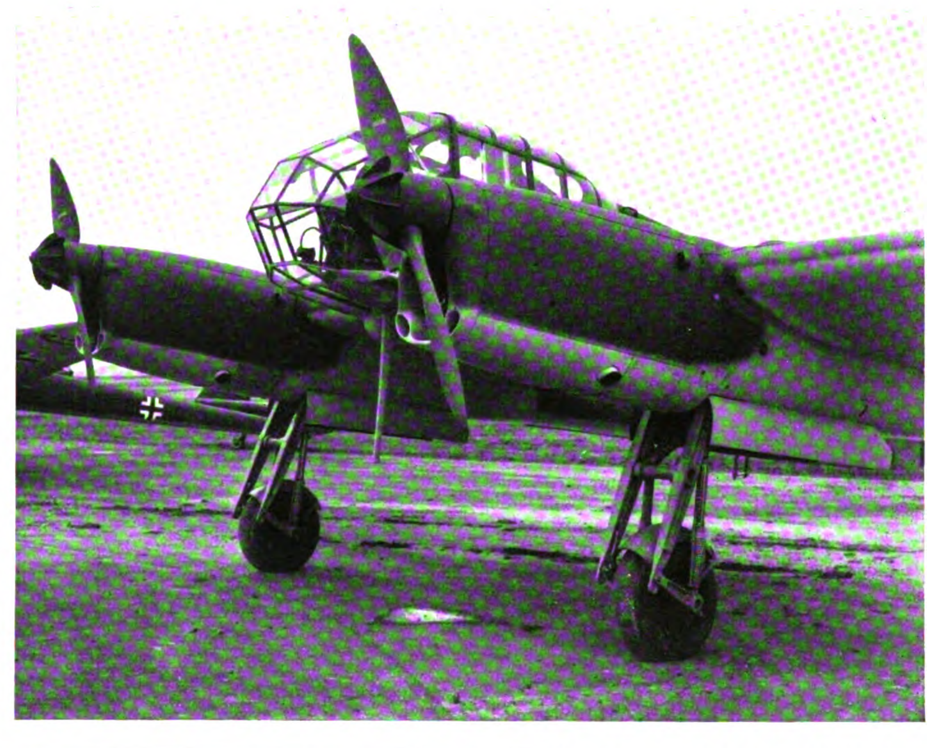


Aufhängevorrichtungen für Bomben. — Die weitere Einrichtung enthält naturgemäß alle die für den weiter oben gekennzeichneten Einsatzzweck heute unentbehrlichen Geräte und Ausrüstungsteile, insbesondere ist für Sicherheit und Erhaltung der Leistungsfähigkeit der Besatzung jeder denkbare Fortschritt verwirklicht worden. Außer zur Heizung der Besatzungskabine wird die Abgaswärme vor allem auch zur Enteisung der Flügelnasen benutzt, um der Vereisungsgefahr in tiefhängenden Wolken zu begegnen, die oft zur erfolgreichen Ausnutzung einer Überraschung und auch zur schnellen Rettung durch Sichtentziehung für Aufklärer ein wichtiger Aufenthaltsort sind. Neben allen neuzeitlichen Navigations-, Zellen- und Triebwerksüberwachungsgeräten, die selbstverständlich auch diejenigen für Verstellung und Enteisung der Luftschrauben in sich einschließen, vervollständigen Blendschutz gegen Spiegelungen und Scheinwerferstörung die Einrichtung der Kabine. Bei Start und Landung kann der Flugzeugführer mit einfachster Betätigung die hydraulisch einfahrbaren, hinter den Motoren untergebrachten Fahrwerke und den in den Strak der Höhenflosse vollkommen verdeckt eingewinkelten Sporn bedienen und die Start- und Landehilfen schalten, deren Klappen im Innenflügel mit einer nur geringen, lediglich zur einwandfreien Lagerung erforderlichen und nicht sichtbaren Unterbrechung unter dem Rumpf durchlaufen.

Da die Reichweitenanforderungen bei einem Nahaufklärer naturgemäß nicht besonders ausgeprägt sind, dagegen günstige Start- und Landeeigenschaften Voraussetzung bleiben, konnte ein verhältnismäßig leichtes Flugzeug geschaffen werden, dessen Größenabmessungen lediglich durch die Forderungen an Spezialausrüstungen und deren bequeme Bedienungsmöglichkeit vorgeschrieben waren. Die erhöhte Sicherheit bestimmte die zweimotorige Triebwerksaufteilung (2 Argus-Motoren), um auch bei Ausfall eines Triebwerks auf jeden Fall das Heimbringen der Erkundungsergebnisse, des Flugzeuges und der Besatzung sicherzustellen. Die Triebwerksleistung eines Motors genügt, um das Flugzeug einmotorig voll flugfähig zu erhalten, unterstützt durch die auch dabei gewährleistete Steuerfähigkeit und Gefahrlosigkeit in den Flugeigenschaften. Diese Güte in den Flugeigenschaften, gerade auch bei Ausfall eines Motors und weiter bei der Landung, ist bedingt durch die allen neuen Focke-Wulf-Baumustern eigene verhältnismäßig große Flügelstreckung und die mit besonderer wissenschaftlicher Sorgfalt genauestens ermittelte Flügelumrißform und Auftriebsverteilung.

Die Konstruktion wurde von Entwurfsbeginn an auf die besondere Eignung für den Großserienbau ausgerichtet, gekennzeichnet einmal durch weitgehende Unterteilung und einfache Gestaltung aller Bauteile, zum anderen durch das Vermeiden aller Passungen bei der Durchbildung der Trennstellen; damit ist sowohl die leichte Austauschbarkeit erreicht worden, als auch die außerordentlich geringe Zahl der Baustunden, und die Wartungszeiten und -mühen konnten damit gleichfalls sehr gering gehalten werden.

Bei den großen Schlachten im Ostfeldzug im Sommer und Herbst 1941 hat der Naherkunder Fw 189 seine erfolgreich bestandene Feuertaufe erhalten und nicht nur die ihm aufgetragenen Erkundungsergebnisse zurückgebracht, sondern darüber hinaus eine Reihe russischer Bomber im Luftkampf vernichten können.





Tag und Nacht läuft die Produktion des Focke-Wulf-Nahaufklärers Fw 189 in einem der Werke der Focke-Wulf Flugzeugbau G. m. b. H. in Ostdeutschland. Dieses erste Doppelrumpfflugzeug der deutschen Luftwaffe, das nach den neuesten flugtechnischen Erfahrungen entwickelt wurde, ist ein weiterer wesentlicher Beitrag zur deutschen Luftüberlegenheit; die für die Gesamtführung der deutschen Wehrmacht wichtige Aufklärungstätigkeit der Luftwaffe hat mit dieser Konstruktion eine hervorragende Waffe in die Hand bekommen. Das Flugzeug ist, ebenso wie das erfolgreiche Kampfflugzeug Fw 200, eine Schöpfung des technischen Leiters der Focke-Wulf-Werke, Wehrwirtschaftsführer Dipl.-Ing. Kurt Tank

Bilder (3): Focke-Wulf

TECHNISCHE KURZBERICHTE

Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S=Seiten, Sp=Spalten, L=Lichtbilder, Sk=Skizzen, Sb=Schaubilder, Z=Zahlentafeln, F=Formelrechnungen, f=ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Flugzeuge/Baumuster

Arado Ar 196 — P 32-9

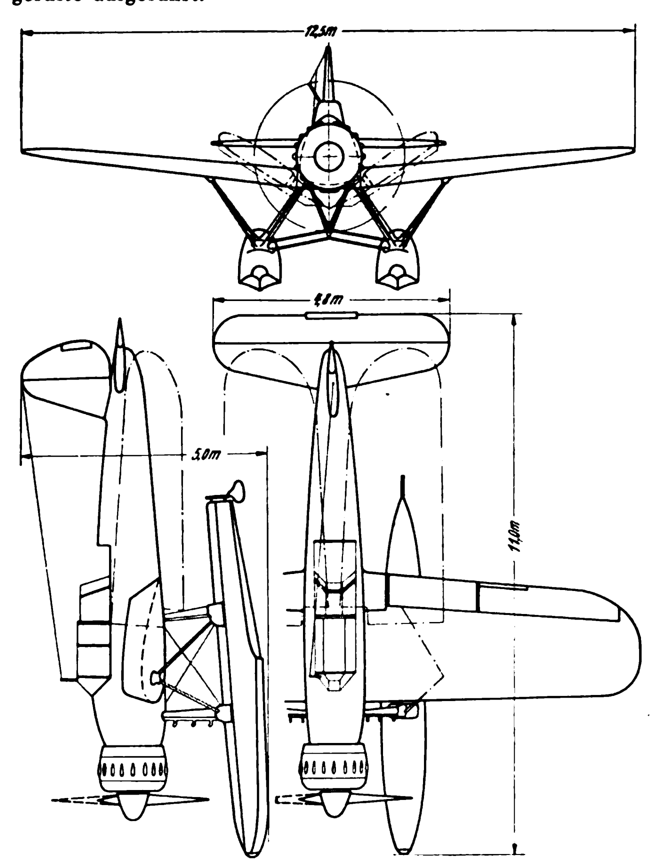
H e r s t e l l e r : Arado Flugzeugwerke G. m. b. H. Potsdam.

V e r w e n d u n g : Bordaufklärer für Tag- und Nachteinsatz, bzw. Einsatz von der Küste aus; Bomber, Nebelflugzeug, katapult- und hochseefähig. Besatzung 2 Mann.

T r a g w e r k : Halbfreitragender Tiefdecker; zweiteiliger V-förmiger Flügel von trapezförmiger Grundform mit abgerundeten Enden. Hydraulisch betätigte Spalt-Wölbungsklappen zwischen Querruder und Rumpf. Aufbau: Ein Hauptholm, als Doppel-T-Stegwandträger ausgeführt, ein Hilfs-Abschluß-Holm. Holme gelenkig am Rumpf angeschlossen. Rippen als Gitterträger aus offenen Profilen gebildet. Tragende Glattblechhaut. Wölbungsklappe in Leichtmetall bis auf stoffbespannte Oberseite. Flügel durch je 1 V-Stahlrohr-Strebenpaar beiderseits des Rumpfes zum Schwimmwerk abgefangen. Flügel klappbar, Schwenkung um Hinterholmanschluß nach Lösen der Abfang-Strebenpaare. Halterung des zu schwenkenden Flügels durch je ein am Rumpfobergurt angreifendes Hilfsstrebenpaar.

R u m p f : Ovaler Querschnitt, in Kegelspitze auslaufend. Hintereinander liegende, mittels durchsichtigen Werkstoff verkleidete, verstellbare Sitze (Schiebehauben); Beobachtersitz verschiebbar und wegklappbar. Handradsteuerung. Rumpfaufbau: Geschweißtes Stahlrohrgerüst, auf ovalem Querschnitt mittels stoffbespannten Leichtmetallhüllwerk verkleidet. Rumpfvorderteil glattblechverkleidet.

L e i t w e r k : Spaltquerruder. Freitragendes Höhen- und Seitenleitwerk, Arado-Leitwerkanordnung (Seitenflosse vor Höhenflosse). Sämtliche Ruder aerodynamisch und gewichtlich ausgeglichen und mit Trimmrudern ausgerüstet. Aufbau: Flossen in Ganzmetall, Ruder als stoffbespannte Leichtmetallgerüste ausgeführt.



Übersichtszeichnung Arado Ar 196

S c h w i m m w e r k : Zwei gegeneinander austauschbare, einstufige Ganzmetallschwimmer, mit Querschotten und hochziehbaren Wasserrudern ausgerüstet. Anschluß am Rumpf durch in seinen Längsebenen verspanntes Stahlrohrgerüst.

T r i e b w e r k : Ein luftgekühlter 9-Zylinder-Sternmotor BMW 132 von 960 PS Startleistung, ausgerüstet mit Bosch-Eclipse-Starter für elektrischen und Handantrieb. NACA-Klappenhaube. Dreiflügelige Ganzmetall-Verstelluftschraube. Zwei getrennte Abgassammler nach unten abgeführt. Anschluß des Motors am Rumpf durch Stahlrohrgerüst mit vier Kugelanschlüssen. Brandschott hinter Motor. Schmierstoffkühler mit Regelklappe an Motorunterseite, hinter der Strömungshaube.

B e w a f f n u n g : Starre MG. und MK. Ein bewegliches MG. auf Arado-Lafette für den Beobachter. Bombenträger unter den Flächen.

A u s r ü s t u n g : FT.-Sende- und -Empfangsgerät mit Fest- und Schleppantenne.

A b m e s s u n g e n :					
Länge	11	m	Flügelfläche	28,5	m²
Spannweite	12,5	m	Flügelstreckung	5,5	m
G e w i c h t e :					
Rüstgewicht	2214	kg	Flächenbelastung	110	kg/m²
Last	936	kg	Leistungsbelastung	3,28	kg/PS
Fluggewicht	3150	kg	Flächenleistung	33,7	PS/m²
L e i s t u n g e n :					
Höchstgeschw.	320	km	Steigzeit auf 1000 m	2,3	min
Reisegeschw.	286	km	Reichweite	1000	km
Landegeschw.	102	km	Dienstgipfelhöhe	6000	m

Nach Angaben des Herstellerwerkes. Vgl. a. Bd 7 (1940) N 7, S 251 — *G. Teku 41 11 01*

Fiat G 12. — P 32-9

V e r w e n d u n g : Verkehrsflugzeug für 4 Mann Besatzung und 14 Fluggäste, bestimmt für den Einsatz auf Hochgebirgsstrecken.

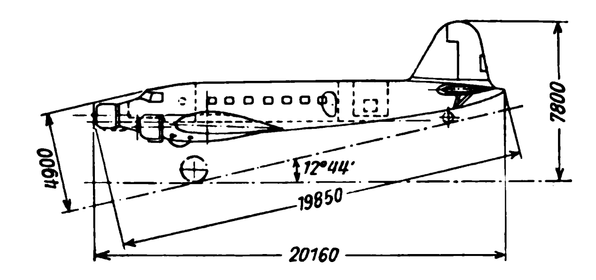
T r a g w e r k : Freitragender, trapezförmiger Tiefdecker in Ganzmetallbauweise. Spreizklappen zwischen Querruder und Rumpf. Flügel dreiteilig. Aufbau: Fest mit dem Rumpf verbundenes Mittelstück dreiholmig. Holme in Stahlrohr-Fachwerkbauweise, Rippen in Dural, Beplankung bis zum Hinterholm Metall, Rest Stoffbespannung. Außenflügel in Dural, dreiholmig mit tragender Glattblechhaut bis zum Hinterholm. Endrippen stoffbespannt. Durch Verschraubung gehalterte, abnehmbare Flügelendkappen. Tragflügel-Mittel-(Hauptholm-) Holm gerade durchlaufend.

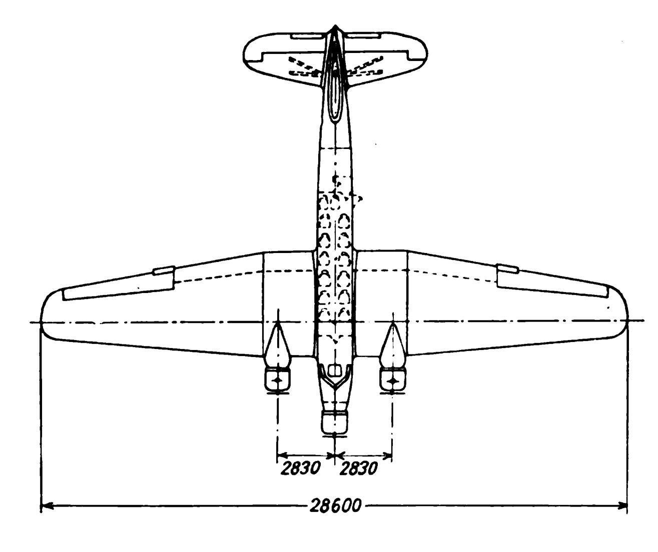
R u m p f : Einteilig, rechteckiger Querschnitt mit abgerundeten Kanten. Ausführung in Dural-Schalenbauweise mit Spanten (Z-Profile), durchgehenden Längsstringern (geschlossene Profile) und Glattblechhaut.

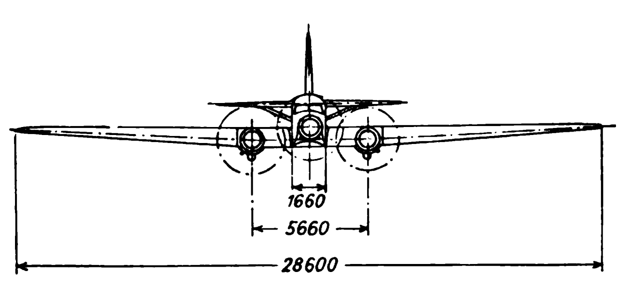
Raumaufteilung: Hinter Führerraum Funkabteil und Bordmonteur. Anschließend 14sitziger Fluggastraum (Höhe 1,94 m, Breite 1,66 m, Länge 7,017 m, 0,385 m³ je Fluggast) dahinter Waschraum und Gepäckraum.

L e i t w e r k : Aerodynamisch und statisch ausgeglichene Querruder. Freitragende Seitenflosse, durch je eine V-Strebe zur Rumpfunterkante abgefangene, am Boden verstellbare Höhenflosse. Seitenflosse vor Höhenflosse. Aerodynamisch und statisch ausgeglichenes Höhen- und Seitenruder. Trimmruder an Quer-, Höhen- und Seitenruder. Aufbau des Leitwerkes: Flossen in Ganzmetallbauweise mit Glattblechhaut, Ruder stoffbespannte Metallgerüste.

F a h r w e r k : Hydraulisch nach vorn oben in die Motorengondeln einziehbare Fahrgestellhälften. Laufräder bremsbar. Radträger bestehend aus je zwei ölgedämpften pneumatischen Federbeinen und stählernem Fassungsstück, gelenkig gelagert am Stahlrohrbock, der am Vorderholm des Flügelmittelstückes angreift. Hintere Abstützung der Fahrgestellhälften gebildet durch je einen Strebenverband, der an der Radachse und am Hinterholm angelenkt ist. Festes Gabelspornrad.







Übersichtszeichnung Fiat G 12

T r i e b w e r k : 3 luftgekühlte, untersetzte 14 Zyl.-Doppelsternmotoren Fiat A 74 R C 42 von je 770 PS in 4200 m. NACA-Klappenhauben. Dreiflügelige Metallverstellluftschrauben gleichbleibender Drehzahl Fiat-Hamilton. Oberkante der Gondeln der im Flügelmittelstück gelagerten Außenmotoren in Höhe der Profiloberkante verlaufend.

6 Kraftstoffbehälter mit insgesamt 2610 l Fassungsvermögen im Flügelmittelstück, gegliedert in 2 Gruppen mit je drei Behältern. Schmierstoffbehälter mit je 85 l Fassungsvermögen hinter den Motoren..

A u s r ü s t u n g : Doppelsteuerung, Verlegung der Kabel und Steuerungsgestänge in leichtzugänglichen Schächten. Fluggastraum mit verstellbaren Sitzen, Schalldämpfung, Heizung, Belüftung, Beleuchtung. Goodrich-Flügelenteiser, Luftschraubenenteiser.

A b m e s s u n g e n :

Länge.............	20,16	m	Flügelfläche	113	m²
Spannweite.........	28,6	m	Flügelstreckung		

G e w i c h t e :

Leergewicht	8680	kg	Flächenbelastung ..	110	kg/m²
Last	3820	kg	Leistungsbelastung..	5,4	kg/PS
Fluggewicht	12500	kg	Flächenleistung.....	20,5	PS/m²

L e i s t u n g e n :

Höchstg. in 4800 m..	380	km/h	Rechnerische Gipfelhöhe	8000	m
Reisegschw. (60 % Motorleistung)....	300	km/h	Rechnerische Gipfelhöhe m. 2 Motoren	4500	m
Landegeschw.	100	km/h	Reichweite bei Reisegeschw. und Windstille (2610 l)......	1740	km
Steigzeit auf 2000 m	6,5	min			
„ „ 4000 m	13,5	min			
„ „ 5000 m	18	min	Startweg	300	m
„ „ 6000 m	24	min	Auslauf mit Bremsen	250	m

Notizie Tecniche, il trimotore civile „Fiat G 12"; „L'Aerotecnica" Bd 20 (1940) N 11, S 880. *G. Teku 41 11 02*

Savoia Marchetti SM 84. **P 32-9**

V e r w e n d u n g : Schweres Kampfflugzeug.

Das Muster stellt eine Weiterentwicklung des schweren Bombers S. 79 dar. Das T r a g w e r k ist in Anlehnung an die bisherige Savoia-Bauweise in Holz, der R u m p f als geschweißtes Stahlrohrgerüst ausgeführt. Die Flügel sind im Bereich der Querruder mit selbsttätigen Vorflügeln ausgerüstet. Das S e i t e n l e i t w e r k ist im Gegensatz zu dem des Musters S. 79 geteilt und wie die H ö h e n f l o s s e freitragend ausgeführt. Die A b w e h r b e w a f f n u n g besteht aus 2 MG-Ständen, von denen einer auf der Rumpfoberseite hinter dem Führerraum (drehbare Glaskuppel), der andere in einer Wanne unter dem Rumpf angeordnet ist. Der S t a n d d e s B o m b e n s c h ü t z e n befindet sich unter dem Führerraum. Die Abwurfgeräte können bei Nichtgebrauch in den Rumpf eingezogen werden.

Als A n t r i e b dienen drei luftgekühlte 14 Zyl.-Doppelsternmotoren Piaggio P. XI von je 1000 PS in 4000 m, deren Ansaugöffnungen Sandfilter tragen (Anordnung derselben auf der Oberseite der Klappenhauben). Die Motoren wirken auf Verstellluftschrauben gleichbleibender Drehzahl Savoia Marchetti „Idrovaria".

G e w i c h t e :

Leergewicht	8400	kg	Fluggewicht	12 600	kg

L e i s t u n g e n :

Höchstgeschwindigk.	475	km/h	Reichweite	8 000	km
Steigzeit auf 4000 m	13	min			

„Savoia Marchetti SM 84"; Interavia N 775 (2. 8. 1941). *G. Teku 41 11 03*



Bild: Itav

Italienisches Kampfflugzeug Savoia Marchetti SM 84

FORSCHUNGS-KURZBERICHTE

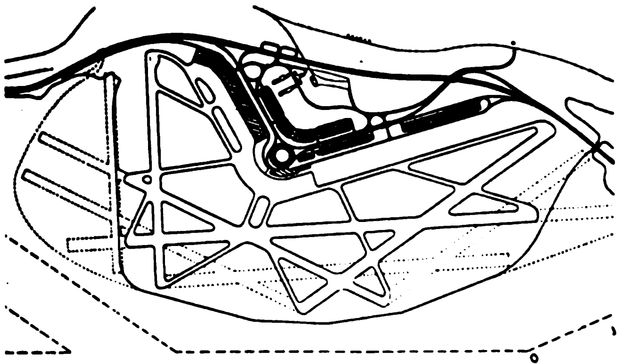
Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S = Seiten, Sp = Spalten, L = Lichtbilder, Sk = Skizzen, Sb = Schaubilder, Z = Zahlentafeln, F = Formelrechnungen, f = ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Bodendienst

Verkehrsflughafen. **P 71**

Der neue Verkehrsflughafen Washington; Flughafen Bd 9, N 5 (V 41), S 1/5 (8½ Sp, 5 L, 1 Sk).

Der neue Flughafen bei Gravelly Point am Westufer des Potomac ist 5,5 km von der Mitte der Stadt Washington entfernt, bedeckt etwa 300 ha, hat an den Zufahrtstraßen Parkplätze für 5000 Wagen, ferner die neue Unterkunft des Zivilluftamtes, das Verwaltungsgebäude, sechs große Hallen und auf dem Rollfeld vier befestigte Bahnen mit 45 bzw. 60 m Breite, etwa 1,2 bis 2,0 km lang, in den Hauptwindrichtungen sowie etwa 10 Zurollbahnen. Der Umfassungsdeich trägt eine Straße. Die Rollbahnen sollen später zum Teil verlängert und verdoppelt werden (s. Abb.). Die Fläche wurde größtenteils dem Überschwemmungsgebiet des Flusses abgewonnen und aus dessen Bett mit Spülbaggern aufgeschüttet. Die besten Schüttmassen dienten für die Rollbahnen, die mit zwei Schichten Asphalt-Beton bedeckt wurden. Dränung war nicht erforderlich; entwässert wird durch Schächte und 15 km Rohre. Die Dammböschungen sind 1 : 10 bis 1 : 30 geneigt, auch um Luftwirbel zu vermeiden. Die



Bauzone und Rollfeld des Flughafens Washington. Die künftige Rollbahnerweiterung ist gestrichelt

Landebahnleuchten können vom Wachturm aus gehoben oder auf Rollbahnhöhe versenkt werden. Die Hallen haben je über 4000 m² Stellfläche. Das Verwaltungsgebäude in Eisenbeton ist dreistöckig und weitgehend unterteilt. Die Hindernisfreiheit mit 1 : 40 und die Breite des Vorfeldes von 105 m werden in Zukunft nicht genügen.
E. Foku 41 11 01

Festigkeit

Dauerfestigkeit und Werkstoff. **A 22 12**

W. Bautz: Kritik der Dauerfestigkeit als Bemessungsgrundlage; Forschung Bd 12, N 4 (VII/VIII 41), S 162/166 (4½ S, F).

Bei häufig wechselnder Beanspruchung von Werkstoffen hat die Form grundlegenden Einfluß; dieser wirkt sich jedoch je nach Beanspruchung verschieden aus. Die „Gestalt-Festigkeit" muß daher die Spannungszustände, ihre zeitliche und örtliche Folge berücksichtigen. E. Foku 41 11 02

Gestaltung in der Natur. **A 21 1**

H. Oschatz: Neuere Festigkeits- und Gestaltsforschung in biotechnischer Auffassung; Forschung Bd 12, N 4 (VII/VIII 41), S 182/185 (4 S).

Die Biotechnik untersucht die Beziehungen zwischen Natur und technischer Gestaltung, z. B. beim Vogelflug. So entspricht der Aufbau der Knochenbälkchen als Raumgitter den Zug- und Drucklinien. Die gewachsenen Formen sind fließend, während die technische Herstellung zu Unstetigkeiten in Oberflächenkerben, Formkerben und Bindungskerben führt. E. Foku 41 11 03

Berechnen von Drehkörperschalen mit gekrümmten Stringern. **A 22 42**

G. Santangelo: Sul calcolo dei sistemi elastici, comunemente detti geodetici, costituiti da una superficie di rivoluzione irrigidita mediante nervature piane e gobbe, in particolare costituiti dalle sole nervature; L'Aerotecnica Bd 21, N 7—8 (VII—VIII 41), S 467/476 (10 S, 8 Sk, 2 Sb, F).

In gekrümmten Schalen laufen die Längsspannungen nach den geodätischen Linien, deren Hauptnormalen überall mit dem Lot auf der Fläche zusammenfallen. Nach diesen Linien sind auch die Stringer anzuordnen. Vernachlässigt man deren Eigensteifheit gegen Drillung und Biegung, so lassen sich dünne Schalen mit Kreisquerschnitt, Längs- und schraubenförmigen Stringern berechnen, Anzahl und Querschnitt der Steifen sowie die Hautdicke ermitteln. E. Foku 41 11 04

Mechanik

Differenzieren einer Kurve mittels einer elastischen Linie. **A 1**

Pietro Teofilato: Determinazione meccanica delle derivate di una funzione assegnata mediante un diagramma; Atti di Guidonia N 48 (10 IV 41) S 111/132 (20 S, 3 Sk, F).

Wenn ein Funktionszusammenhang gezeichnet vorliegt, lassen sich die zweiten und höheren Ableitungen schwer genau darstellen. Das elektromagnetische Verfahren, mit dem man die Differentialgleichung der Bewegung integrieren kann, versagt hierbei, nicht aber das elastische Verfahren. Es beruht auf folgendem: ein vollkommen eingespannter gleichförmiger, elastischer Stab in einem starren Rahmen ABCD (siehe Abb. 1), der die Ruhelage AB hat und durch viele Federn mit der Seite DC verbunden ist, entspricht bei kleinen Auslenkungen einer Kurve, deren zweite Ableitung dem auslenkenden Moment verhältig ist. Bei der wirklichen Ausführung des Geräts verwendet man keine Zugfedern, da deren Achsen nicht parallel bleiben, sondern Druckschrauben (s. Abb. 2) mit geführten Federn

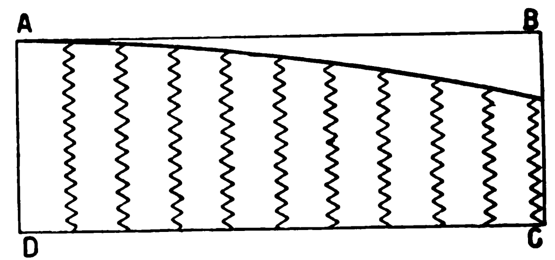


Abb. 1. Schema der zweimaligen Ableitung einer gezeichneten Kurve mittels der Biegelinie

und Auflagerollen; sie werden längs der Rahmenseite AB angeordnet. Fehler entstehen bei großer Durchbiegung, aus der veränderlichen Steifheit des Stabes, durch Reibung, Temperaturschwankungen und die Art des Lastangriffs. Die Fertigungsfehler lassen sich klein halten; die Federn müssen geeicht werden.
E. Foku 41 11 05

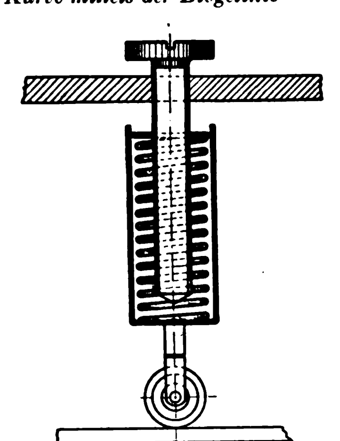


Abb. 2. Druckschraube mit geführter Feder und Kugellager für die Ausführung des Gerätes nach Abb. 1



Labilität bei Schwingungen gedrückter Stäbe. A 25 4

K. Klotter: Stabilisierung und Labilisierung durch Schwingungen; Forschung Bd 12, N 5 (IX/X 41), S 209/225 (16½ S, 12 Sk, 14 Sb, F).

Wenn die Rückstellkraft oder die Trägheits- oder die Dämpfkraft eines schwingungsfreien Gebildes schwanken, wie bei einem Stab mit veränderlicher Längskraft, können labile Zustände auftreten, wo vorher stabile herrschten, und umgekehrt. Wenn die Bewegungsgleichung eine homogene Mathieusche Differentialgleichung ist, lassen sich die Stabilitätsgrenzen in einem Schaubild darstellen. E. Foku 41 11 06

Medizin

Psychologie des Blindfluges. T 7

Publio Magini: Il problema del volo strumentale. Fondamenti psicologici nella condotta spaziale del pilota in volo senza visibilità: Riv. Aeron. Bd 17, N 3 (III 41) S 455/490 (36 S, 1 L, 7 Sk).

Beim Blindflug entsteht die psychologische Schwierigkeit der Raumvorstellung nach Meßgeräten und Zeitgefühl. Sie muß zum Einhalten einer bestimmten Flugbahn ausgenutzt werden. Am meisten gilt dies beim Bindlanden. Die Raumvorstellung hängt von den Umständen und von den persönlichen Eigenschaften ab; sie schließt sich an das Bodenerlebnis, an die Vorstellung der Geschwindigkeit und ihrer Richtung an; oder sie besteht in der verwickelten Vorstellung, daß man das eigene Flugzeug von außen her beobachtet. Wesentlich ist ferner die Zeit zwischen der Vorstellung einer Raumlage und der ihrer Änderung, ferner die subjektive oder objektive Bewegungsvorstellung sowie die Sinnfälligkeit der Meßgeräte (vgl. Luftwissen Bd 8, N 1, 1941, S 26/27). Beim Steuern nach Kompaß oder Richtkreisel ist die Stellung des Fliegers zur Rose und des Steuerstriches zur Rose wichtig. — Beim Funk spielt auch der Tastraum eine Rolle. Rechts und links vom richtigen Kurs hört man verschiedene Zeichen. Psychologisch ist die Kennung „Punkt" oder „Strich" am besten. Die Schwingungsdauer der Meßgeräte muß der Änderungszeit der Raumvorstellung angepaßt sein.

E. Foku 41 11 07

Meßtechnik

Schwere Flüssigkeiten für Druckmeßgeräte. C 23

A. Kolb: Füllflüssigkeiten mittlerer Wichte für Druckmeßgeräte; Z. VDI Bd 85, N 28 (12 VII 41), S 625 (½ Sp).

Als Flüssigkeit für Druckmesser ist Wasser oder Alkohol und Äthylenbromid der Dichtezahl 2 oft zu leicht, Quecksilber zu schwer. Nach Untersuchungen der DVL sind Bromoform und Azetylentetrabromid ungeeignet, weil sie Gummi, Kunststoffe, Metalle und Lack angreifen, ferner bei etwa 6° kristallisieren. Bewährt hat sich borwolframsaures Kadmium der Dichtezahl 3,28 mit einer Beimischung von 0,8 bis 50 Vol.-Proz. reinen Alkohols. Dieser Zusatz senkt die Kristallisationstemperatur. Die Flüssigkeit läßt sich mit Tinte färben und greift Gummi, Kunststoffe oder Messing nicht an. E. Foku 41 11 08

Kalte Lötstelle und Thermoelementmessung. C 6

A. Kuntze: Beseitigung des Einflusses der kalten Enden bei thermoelektrischer Temperaturmessung; Z. VDI Bd 85, N 33 (16 VIII 41), S 703/705 (6 Sp, 1 L, 4 Sk, 2 Sb, F).

Bei Thermoelementen muß die Temperatur der kalten Lötstelle gleichgehalten oder berücksichtigt werden, z. B. dadurch, daß man den Nullpunkt des Millivoltmeters von Hand nachregelt oder durch Ausgleichleitungen, deren thermoelektrische Eigenschaften denen der Elementschenkel ähneln, mit Bimetallausgleich am Nullpunktrücker des Anzeigers. Da die eine Ausgleichleitung geringe Leitfähigkeit hat, muß das Anzeigegerät nahe bei der Meßstelle liegen. Für Fernanzeige wird am Ende der Ausgleichleitungen ein temperaturabhängiger Parallelwiderstand angeordnet; von da aus gehen Kupferleitungen zum Meßgerät. Man kann die kalte Lötstelle auch in einen Metallklotz als Wärmespeicher legen und diesen mit einem Bimetallregler beheizen. Wenn die Kennlinie im unteren Temperaturbereich waagerecht läuft, ist die Temperatur der Kaltlötstelle ohne Einfluß. E. Foku 41 11 09

Stroboskopische Untersuchung von Einspritzvorgängen. C 5

E. Schuch: Zur Untersuchung von Einspritzvorgängen; MTZ Bd 3, N 7 (VII 41), S 230/231 (2½ Sp, 19 L).

Einspritzvorgänge lassen sich aus dem Druckverlauf in der Kraftstoffleitung oder aus dem Düsennadelhub nicht vollständig beurteilen. Einen besseren Einblick liefert ein Stroboskop mit Lichtblitzen von weniger als 10^{-6} Sekunden Dauer. Ein Funkeninduktor mit Hochspannungs-Kondensatoren und umlaufendem Quecksilberunterbrecher zur regelbaren Synchronisierung liefert sehr lichtstarke Funken. So kann man u. a. das Nachspritzen abhängig von der Einspritzmenge, den Verlauf des Nadelhubs und der Güte der Zerstäubung erkennen.

E. Foku 41 11 10

Drehschwingungsmesser mit unmittelbarer Anzeige. C 29

S. Berg: Optischer Drehschwingungsmesser mit polarem Schaubild; MTZ Bd 3, N 8 (VIII 41), S 269/270 (4 Sp, 5 L, 4 Sk).

Drehschwingungen an Kurbelwellen werden dadurch gemessen, daß man die Verschiebungen zwischen einem mitumlaufenden Teil und einer lose angekoppelten trägen Masse fortlaufend aufzeichnet. Der Meßstreifen muß nachträglich ausgewertet werden. Unmittelbares Ablesen ermöglicht ein neues Gerät, bei dem die relative Verdrehung der trägen Masse eine Biegefeder verformt und einen Spiegel auf ihr verdreht. Dieser lenkt einen Lichtstrahl ab, der von einer Glühlampe über zwei Spiegelprismen und durch Linsen auf eine Mattscheibe läuft. Dadurch entsteht in einem Kreisringsystem eine gewellte Kurve, die sich nach einem oder nach zwei Umläufen schließt. So erkennt man die Ordnung und Größe der Schwingung. Die Kurve kann beobachtet oder mit einer Bildkammer bzw. einer Aufsteckkassette statt der Mattscheibe aufgenommen werden. Die Koppelfeder muß weich sein, aber eine Eigenschwingungszahl des Gebers über 1000 Hz liefern.

E. Foku 41 11 11

Motorbau

Leichtmetallager. K 33 7

R. Sterner-Rainer: Über den derzeitigen Stand auf dem Gebiet der Leichtmetallager; MTZ Bd 3, N 8 (VIII 41), S 259/262 (7 Sp, 7 L, 3 Sk, 3 Sb, 2 Z).

Als geeigneter Werkstoff für Lager aus Leichtmetall zum Einbau in Stahl- oder Aluminiumgehäuse ergab sich eine eutektische Aluminium-Silizium-Legierung mit Zusätzen von je etwa 1 % Kupfer, Nickel und Magnesium, also die Kolbenlegierung KS 1257. Derartige Buchsen sind für hohe Belastung und Umfangsgeschwindigkeit geeignet. Sie sollen ungeteilt sein und mindestens 2,5 mm Wanddicke haben. Der Wellenzapfen wird zweckmäßig einsatzgehärtet und geläppt, die Schale mit Widia-Stahl bearbeitet. Am besten ist Umlaufschmierung. Zu Kurbelwellen für Verbrennungsmotoren eignen sich Legierungen aus Aluminium-Grundmasse und unlöslichen Kristalleinlagerungen. Wegen ihrer geringen Härte werden sie mit einer festen Aluminiumstützschale zusammengegossen bzw. durch Walzen, Pressen oder Schmieden verbunden. Man kann den Gleitwerkstoff auch auf eine Stahlstützschale aufplattieren.

E. Foku 41 11 12

Laderversuche und Wärmemechanik. M 94 11

F. Weinig: Wärmemechanische Grundlagen der Durchführung und Auswertung von Laderversuchen; MTZ Bd 3, N 7 (VII 41), S 223/230 (15 Sp, 1 Sk, 8 Sb, F).

Bei Laderprüfständen zum Erproben von Flugmotoren-Ladern wird die Antriebsleistung klein gehalten, indem man die Zuströmluft durch Siebe drosselt. Bei der Mengenmessung ist die Zusammendrückbarkeit zu berücksichtigen. Aus statischem Druck und Gesamttemperatur werden Gesamtdruck und statische Temperatur berechnet. Aus den Temperatur- und Druckänderungen folgt der adiabatische Wirkungsgrad, ferner Druckzahl und Liefergrad. Zum Vergleich von ein- und mehrstufigen Ladern eignen sich der „strömungstechnische Wirkungsgrad" und die „strömungstechnische Druckzahl". Die Machzahl soll der des Flugbetriebs entsprechen; für die Reynoldszahl ist das weniger wichtig. Da man Leistung und Wirkungsgrad auch ohne Drehmomentmessung erhält, wird der Aufbau des Laderprüfstands einfach. E. Foku 41 11 13



Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung

Einladung zur Mitgliederversammlung

Die Mitglieder der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung werden hierdurch gemäß § 6 der Satzung zur ordentlichen Mitgliederversammlung 1941 eingeladen. Die Versammlung wird auf Donnerstag, den 11. Dezember 1941, 16.15 Uhr, in das Haus der Flieger, Saal C, Berlin SW 11, Prinz-Albrecht-Straße 5, einberufen.

Tagesordnung:
1. Geschäftsbericht,
2. Kassenbericht,
3. Entlastung des Vorstandes,
4. Allgemeines.

Wir geben von dieser Veranstaltung pflichtgemäß auch den auswärtigen Mitgliedern Kenntnis für den Fall, daß sie eine ohnehin dienstlich erforderliche Reise nach Berlin zeitlich mit der Teilnahme an der Mitgliederversammlung vereinen können. Im Hinblick auf die durch die allgemeinen Verhältnisse notwendige Einschränkung des Reiseverkehrs glaubt die Gesellschaft jedoch nicht mit einem größeren Teilnehmerkreis aus dem Reich rechnen zu können. Die Beteiligung der Berliner Mitglieder ist dagegen sehr erwünscht.

Ergebnis des Preisausschreibens 1940

Aufgabe aus dem Flugzeugbau

Wie bereits in Nr. 10, S. 326 mitgeteilt, gingen auf die für 1940 gestellte Aufgabe aus dem Flugzeugbau 9 Arbeiten ein. Die Aufgabe verlangte Untersuchungen über den Umschlag der laminaren in die turbulente Strömungsform für die Reibungsschichten an Tragflügeln. Der Themenwahl lag der Gedanke zugrunde, daß durch ein möglichst weites Abrücken der Umschlagstelle vom Staupunkt, also durch ein langes Aufrechterhalten der laminaren Strömungsform eine Senkung des Reibungswiderstandes und damit eine Steigerung der Flugleistungen von Luftfahrzeugen zu erwarten ist. Die Aufgabe hat in den Kreisen der Luftfahrtforschung — wie die Zahl der eingereichten Arbeiten beweist — lebhaften Widerhall gefunden. Bemerkenswert ist, daß unter der großen Zahl wissenschaftlich ernsthafter Bewerbungsschriften mehrere so wertvolle Beiträge zu dem Thema geliefert wurden, daß das Präsidium sich auf Vorschlag des Preisgerichtes entschloß, die Preissumme zu erhöhen, um alle preiswürdigen Arbeiten auszeichnen zu können.

Von den 6 preisgekrönten Arbeiten sind 5 als theoretisch anzusprechen, eine einzige Arbeit ist experimentell. Bei den theoretischen Arbeiten muß die Vorarbeit der Berechnung der laminaren Grenzschicht geleistet werden, ehe Aussagen über den Umschlag der laminaren in die turbulente Grenzschicht angestrebt werden können. Zu der Berechnung der laminaren Grenzschicht enthalten daher alle theoretischen Arbeiten Beiträge. Ausschließlich mit dieser Teilaufgabe beschäftigen sich 3 an zweiter Stelle preisgekrönte Arbeiten, die von *H. Holstein* und Tadine *Bohlen* (Göttingen), die von *A. Walz* (Göttingen) sowie die von *W. Mangler* (Göttingen). Die beiden erstgenannten Arbeiten bringen interessante und wichtige Vereinfachungen der Grenzschichtrechnungen mit einer Schar von Geschwindigkeitsprofilen, die von einem einzigen Formparameter abhängen. Als Repräsentant dieser Verfahren diene das von *Pohlhausen.* Auch die Arbeit von *Mangler* bringt beiläufig einen Hinweis auf eine rechentechnische Vereinfachung derartiger Grenzschichtrechnungen; in der Hauptsache wird aber von *Mangler* unter Abkehr von den einparametrigen Ansätzen eine verfeinerte Berechnung der laminaren Grenzschichten angestrebt, indem neben der *Kármán*schen Integralbedingung, dem Impulssatz der Grenzschicht, stärker als bisher die *Prandtl*sche Differentialgleichung der Grenzschicht herangezogen wird.

An die erste Stelle gesetzt und mit gleich hohen Preisen bedacht wurden zwei Arbeiten, die Fortschritte zu dem gesamten in der Aufgabenstellung enthaltenen Fragenkreis brachten. Es handelt sich einmal um eine Arbeit, für die *H. Schlichting* und *A. Ulrich* (Braunschweig) gemeinsam zeichnen, ferner um die Arbeit von *J. Pretsch* (Göttingen). Mit unseren heutigen theoretischen Hilfsmitteln lassen sich streng genommen noch keine Aussagen über den eigentlichen Umschlagpunkt der laminaren in die turbulente Grenzschicht machen. Statt dessen muß man zufrieden sein, den Instabilitätsbeginn der laminaren Grenzschicht zu berechnen. In beiden Arbeiten knüpft diese Berechnung an das von *Tollmien* zuerst bei der Plattenströmung erprobte Verfahren an. Beide Arbeiten erbringen ein vielseitiges und aufschlußreiches Material über die Instabilität der laminaren Grenzschichten am Tragflügel.

Die preisgekrönte experimentelle Arbeit schließlich rührt von *H. Holstein* (Göttingen) her und behandelt spezielle Fragen über Einflüsse auf die Umschlagstelle.

Öffentlicher Vortrag in Berlin

Im Anschluß an die Mitgliederversammlung veranstaltet die Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung am Donnerstag, dem 11. Dezember 1941, um 17.15 Uhr einen öffentlichen Vortrag im Festsaal des Hauses der Flieger, Berlin SW 11, Prinz-Albrecht-Str. 5.

Es spricht

Professor Dr.-Ing. Günther Bock

über

„Probleme des Flugzeugbaues in der Gegenwart"

Eintrittskarten können beim Generalsekretariat der Lilienthal-Gesellschaft, Berlin SW 11, Prinz-Albrecht-Str. 5, angefordert werden. Der Eintritt ist frei, jedoch nur gegen Vorzeigung der Eintrittskarte gestattet.



Kurznachrichten

Emailanstrich als Kühlmittel. Bisher wurde allgemein die Auffassung vertreten, daß Farb- und Emailanstriche als Isolatoren wirken und die Hitze in Zylindern von Flugmotoren erhalten. Dr. Myron A. *Coler* von der Paragon Paint and Varnish Corporation hat nunmehr durch Versuche festgestellt, daß Anstriche die Kühlung beschleunigen. Hierbei hat sowohl die Farbe als auch die Stärke des Überzugs einen Einfluß auf den Kühlungsgrad. Ein heller Überzug mit Emaille soll den Kühlungsgrad um 13 % verbessern.

Flugzeugmotorenöl aus Walfischtran hat Dr. *Seiichi Ishisawa* von der Akademie für Literatur und Wissenschaften in Tokio entwickelt. Eine vom japanischen Ministerium für Handel und Industrie unterstützte Gesellschaft soll das Verfahren industriell ausbeuten.

Gesponnenes Glas als Flugzeugbespannung. Eine Flügelbespannung aus einem Gewebe von reinem gesponnenen Glas wurde an einem Taylorcraft-Flugzeug erprobt. Das Glasgewebe wird in dem Forschungslaboratorium in Newark der Owens-Corning Fiberglas Corp., Toledo, hergestellt. Es hat eine sechsmonatige Wettererprobung bestanden und soll leichter, kräftiger und feuerbeständiger als die übliche Stoffbespannung sein und nimmt weniger Feuchtigkeit auf. Wegen der Glätte des Gewebes wird weniger Lack benötigt. Die Glasfasern nehmen außerdem keine Feuchtigkeit auf, so daß das Gewebe durch Feuchtigkeit nicht einläuft, sich auch nicht ausdehnt und auch nicht schwerer wird. Ein gewisser Nachteil ist, daß das Gewebe beim Lackieren nur etwa 2 % einläuft gegenüber 10 bis 12 % der üblichen Stoffbespannung; es muß daher beim Aufbringen auf die Tragflächen usw. straffer gespannt werden.

Neuer Präsident des Kgl. Italienischen Aero-Clubs. Der bisherige Präsident des Kgl. Italienischen Aero-Clubs (R. U. N. A.), Fliegerbrigadegeneral Ermenegildo *Laghi*, wurde auf seinen Wunsch zur Front versetzt. Zu seinem Nachfolger als Präsident des Aero-Clubs wurde Fliegerbrigadegeneral Federico *Zapelloni* bestimmt. *Zapelloni* ist Inhaber der Goldenen Medaille für Luftfahrtverdienste.

Luftminen. Vor einiger Zeit wurde von französischer Seite auf sogenannte „Luftminen" hingewiesen, die von den Engländern als Abwehrmittel verwandt werden sollen. Es handelt sich hierbei um Sprengkörper, die durch ein langes Stahlkabel mit einem Tragballon verbunden sind. In einer italienischen Fachzeitschrift wird eine ähnliche Anordnung mitgeteilt. Danach wird ein Sprengkörper durch Druckluft bis in Höhen von 600 bis 1000 m geschleudert. Am höchsten Punkt der Geschoßbahn entfaltet sich ein Fallschirm, an dem die durch ein dünnes Metallkabel mit ihm verbundene Luftmine zur Erde sinkt.

Personaländerungen im N. A. C. A. Der bisherige Vorsitzende des N. A. C. A., Dr. *Bush*, trat als Vorsitzender zurück und wurde mit der Leitung des neu geschaffenen Amtes für Forschung und Entwicklung (Office of Scientific Research and Development) betraut. Sein Nachfolger im N. A. C. A. wurde Dr. Jerome C. *Hunsaker*. Auch Dr. *Doherty*, Mitglied des N. A. C. A. und Präsident des Carnegie-Instituts an der TH. Pittsburgh, trat aus der Leitung des N. A. C. A. zurück und wurde Leiter der Abteilung für Industrieplanung (Production Planning Board) beim Rüstungsamt. Sein Nachfolger im N. A. C. A. wurde Dr. W. *Durand*. *Hunsaker* und *Durand* sind in Deutschland bekannte Vertreter der amerikanischen Luftfahrtwissenschaft. Auch diese Personalveränderungen stehen im Zusammenhang mit der amerikanischen Aufrüstung zur Luft.

Sowjets liefern nicht mehr nach China. Wie durch den Vertreter der Firma Curtiss Wright in Tschunking bekannt wird, hat die Sowjetunion die Lieferung von Flugzeugen, Flugmotoren und Zubehör an die chinesische Luftwaffe eingestellt. Die chinesische Regierung ist daraufhin an die Firma Curtiss Wright herangetreten, damit diese den Ausfall sowjetischer Lieferungen ausgleichen soll.

Neuer synthetischer Gummi in USA. Bei der Firma Dupont de Nemours wird eine neue Art von Neoprem entwickelt, das Temperaturen bis zu 39° C unter Null verträgt ohne hart und brüchig zu werden. Das neue Neoprem mit der Bezeichnung Type Fr. soll vor allem bei den Flugzeug- und Automobilmotoren verwandt werden, die niedrigen Temperaturen ausgesetzt sind.

Fallschirmspringer auch in Niederländisch-Indien. Die niederländisch-indische Regierung hat beschlossen, der Luftwaffe eine Formation von Fallschirmspringern anzugliedern.

Persönliches aus der Luftfahrttechnik

Oskar Messter, *zu dessen 75. Geburtstag wir auf Seite 348 einen Aufsatz über seine Luftaufnahmegeräte veröffentlichen, wurde am 21. 11. 1868 in Berlin geboren; der Vater war Optiker und Mechaniker. Nach seiner Schul- und Lehrzeit betätigte sich Messter zuerst im väterlichen Betrieb, den er 1892 selbst übernahm. Sein Interesse für die Vorläufer der Kinematographie (Schnellseher von Anschütz, Kinetoskop von Edison) regte ihn bald zu eigenen Konstruktionen an. 1896 konnte er sein erstes eigenes Vorführungstheater Unter den Linden in Berlin eröffnen; gleichzeitig begann er mit der Herstellung von Aufnahme-Kameras. Bis 1914 vergrößerte Messter systematisch seine Geschäfte und nahm zahlreiche Probleme des Films (des Ton- und Farbfilms!) in Angriff. Auf Grund freiwilliger Meldung trat er bei Kriegsbeginn 1914 als Leutnant in den Generalstab ein und wurde Referent für Filmzensur und Propaganda. Seine Firma brachte die erste Kriegswochenschau, die Messter-Woche, heraus. Der Erfindung des Reihenbildners (1915) folgte die MG-Bildkamera, ein Zielübungsgerät für Flieger (1916). Die Filmgesellschaft Messter bildete schon 1917/18 den Grundstock der jetzigen Ufa. 1918 nahm Messter mit Prof. Hugershoff Verbindung auf, um durch Kombinationen des Reihenbildners mit dessen Autokartographen maßstabrechte Karten auf Grund von Luftbildern herzustellen. Nach dem Kriege führte die Wiederfühlungnahme Messters mit der Spielfilmindustrie 1928 zur Gründung der Tobis.*

Seine Reihenbildner und Maschinengewehrkammer-Patente gingen 1931 an die Firma Carl Zeiss anläßlich der Gründung der Zeiss-Aerotopograph-Gesellschaft, die unter der Leitung seines Sohnes E. O. Messter steht, über.

Zu den Ehrungen, die Messter erfuhr, gehört auch die Verleihung der Würde eines Ehrensenators der Technischen Hochschule Berlin-Charlottenburg.

Generalleutnant von Seidel, *Generalquartiermeister der Luftwaffe, vollendete am 11. November sein 50. Lebensjahr. In unermüdlicher und planvoller Arbeit hat General von Seidel die Nachschub- und Versorgungsorganisation der Luftwaffe so aufgebaut und entwickelt, daß sie den besonderen Anforderungen der modernen Kriegführung jederzeit gerecht wurde. An den ruhmreichen Erfolgen unserer Luftwaffe hat der Generalquartiermeister, von dessen Arbeit die Öffentlichkeit fast nie etwas erfährt, besonderen Anteil.*

Carl August Frhr. von Gablenz, *der Direktor der Lufthansa, wurde zum Generalmajor ernannt.*

Professor Dr. Arnold Eucken, *Ordinarius für physikalische Chemie an der Universität in Göttingen, erhielt von der Accademia Reale d'Italia den St. Canizzaro-Preis.*

Direktor Waninger, *Chefkonstrukteur bei der Rheinmetall-Borsig A. G., erhielt wegen besonderer Verdienste auf dem Gebiete des Waffenbaues von der TH. Aachen die Würde eines Dr.-Ing. E. h. verliehen.*

Flugkapitän Dipl.-Ing. Paul Eduard Köster, *Prokurist der Luftfahrtgerätewerk Hakenfelde G. m. b. H., starb am 22. Oktober d. J. bei einem Versuchsflug den Fliegertod. Mit ihm verliert die Luftfahrttechnik einen hervorragenden Mitarbeiter.*

Zu Generalingenieuren *wurden mit Wirkung vom 1. September d. J. befördert: die Oberstingenieure Richard Bullinger, Ernst Marquard und Gottfried Reidenbach.*

Am 26. Oktober 1941 verschied Generalingenieur ***Dipl.-Ing. Otto Maashoff,*** *Chefingenieur einer Luftflotte im Osten, in einem Lazarett.*

BÜCHERSCHAU

Vektoren. Von Heinrich *Dörrie.* 300 Seiten mit 69 Abbildungen. Verlag: R. Oldenbourg, München. 1941. Preis: geb. 13,50 RM.

Der Vektorkalkül ist trotz oder gerade wegen der Einfachheit der grundlegenden Begriffe und der zwischen ihnen herrschenden Beziehungen von einer starken Kraft bei der Anwendung auf Probleme der Physik und der Technik. Seine kurze und klare Sprache vereinfacht gegenüber den alten Methoden die Formulierung der Probleme und erleichtert das Auffinden der Lösung.

Das neue Buch vermittelt in seinem theoretischen Teil dem Leser eine Einführung in die Vektor-Rechnung, wo vom Begriff des Vektors an bis zu den Operatoren grad. div. rot und Nabla die wichtigsten Beziehungen und Gesetze dargestellt sind. In einem zweiten Teil sind die geometrischen Anwendungen und die Anwendung auf die Mechanik und die Elektrizitätslehre entwickelt. Bei diesen Problemen der Geometrie und der Technik — die Maxwellschen Gleichungen seien nur als Beispiel genannt — zeigt sich die Schönheit und Klarheit, aber auch die Leistungsfähigkeit der Vektoranalysis.

Für den Ingenieur, der theoretische Probleme zu bearbeiten hat, lohnt es schon, sich diesen Zweig der Mathematik nutzbar zu machen.

Der theoretische Teil des Buches ist wegen der klaren und zu selbständigem Denken anregenden Darstellung zur Erlernung des Kalküls sehr gut geeignet; seine Anwendungen geben dem Leser die Erfahrung in die Hand, die Vektoranalysis bei einem praktischen Problem auch tatsächlich verwenden zu können.

Als weitere praktische Anwendung des Kalküls sei die theoretische Hydro- und Aeromechanik erwähnt. Wenn diese Probleme in diesem Buch über Vektoren auch nicht gesondert behandelt sind, so gibt das Buch doch alle Voraussetzungen, um auch in diesen und allen anderen Anwendungsmöglichkeiten den Kalkül mit Erfolg zu verwenden.

G. Schmitz.

Seegeltung — Weltgeltung. Von Adolf *v. Trotha.* 139 Seiten mit 8 Abbildungen. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin. 1941. Preis: geb. 4 RM.

Admiral *von Trotha* hat mit diesen kurz vor seinem Tode gemachten Aufzeichnungen das Vermächtnis hinterlassen, daß sich zur Weltgeltung einer Nation die Seegeltung gesellen muß. Die 15 Abschnitte behandeln alle für die Seegeltung wesentlichen Gebiete, den Seehandel und die Kolonien, Kriegsmarine und Handelsschiffahrt, Schiffbautechnik und -forschung, Hochseefischerei und schließlich auch den Überseeluftverkehr. *Sn.*

Deutsche Kraftfahrforschung. *Heft 49: Dauerhaltbarkeit von Kraftfahrzeugfedern und Möglichkeiten zu ihrer Beeinflussung.* Von Dr.-Ing. Ralph Zoege *v. Manteuffel.* 55 Seiten mit 83 Abbildungen und 11 Zahlentafeln. Preis: br. 6,— RM.

Heft 51: Das Kühlgebläse des Kraftfahrzeugs und sein betriebliches Verhalten. Von Dr.-Ing. Bruno *Eckert.* 43 Seiten mit 74 Abbildungen und 2 Zahlentafeln. Preis: br. 4,— RM.

Heft 53: Das Aufspritzen des Kraftstoffes im Dieselmotor. Von Dr.-Ing. Kurt *Blume: Zündverzugsmessung mittels Photozellen in verschiedenen Wellengebieten.* Von Dr.-Ing. Karl *Stallechner.* 48 Seiten mit 66 Abbildungen und 8 Zahlentafeln. Preis: br. 4,50 RM.

Heft 58: Progressive Federung von Kraftwagen. Von Dr.-Ing. *E. Lehr.* 22 Seiten mit 21 Abbildungen. Preis: br. 1,15 RM. VDI-Verlag, Berlin. 1941.

Die einzelnen Aufsätze bringen jeweils am Ende ein ausführliches Schrifttumsverzeichnis und sind daher für jeden, der sich über die genannten Themen unterrichten will, von Wert. *Sn.*

Umschlag:

Zerstörerflugzeuge des Musters Me 110 sind auch im Ostfeldzug wieder mit großem Erfolg eingesetzt worden. So hat z. B. ein einziges Zerstörergeschwader an der Ostfront in rund 3 Monaten über 1000 Sowjetflugzeuge vernichtet, davon 256 in Luftkämpfen und 750 am Boden. In der gleichen Zeit flog das Geschwader 2490 Tiefangriffe und vernichtete hierbei 63 Panzer, 75 Geschütze, 150 Lokomotiven und 1480 Fahrzeuge aller Art



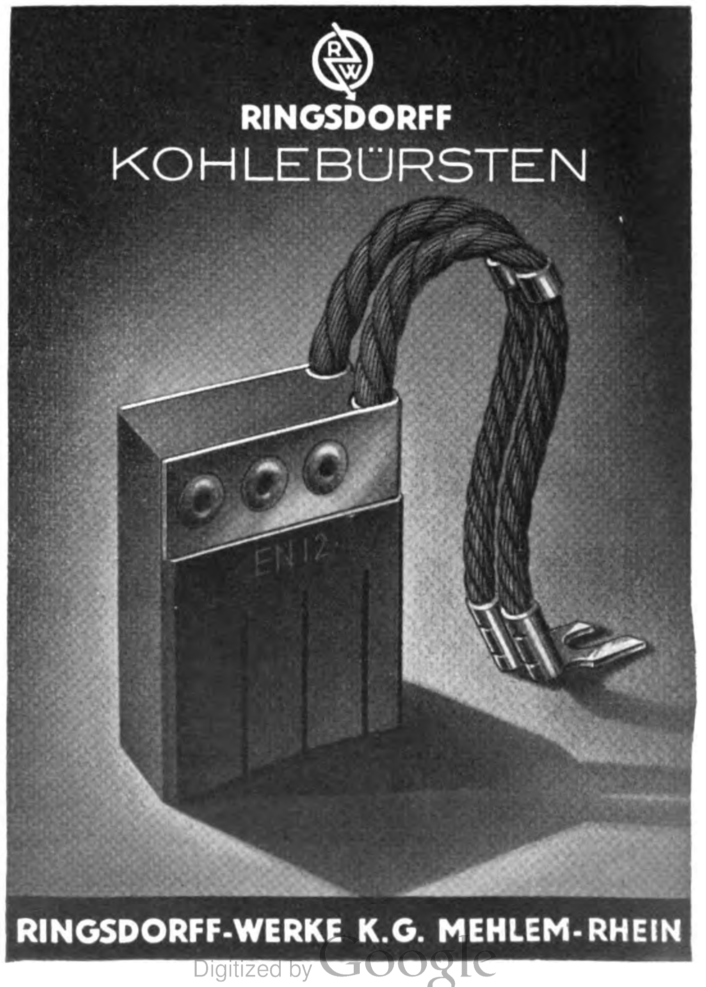
PK-Aufnahme



INHALT

Hauptschriftleiter: O. Hollbach, z. Z. im Wehrdienst. Vertretung: K. Simon, Hauptschriftleiter i. N., Berlin-Zehlendorf. Zuschriften an die Schriftleitung unter: Berlin SW 68, Kochstr. 5. Fernruf: 19 45 00. Anzeigenleiter und verantwortlich für den Inhalt der Anzeigen: P. Falkenberg, Berlin W 62. Zur Zeit gilt Anzeigen-Preisliste Nr. 7. Druck: Ernst Siegfried Mittler und Sohn, Buchdruckerei, Berlin. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin SW 68.


DKF
Flug-Lager
NACH SONDERVORSCHRIFTEN
FÜR PLEUEL - KOLBENBOLZEN -
KIPPHEBEL - GETRIEBE - GEBLÄSE
PROPELLER USW. FERNER ALS
SPEZIALITÄT: LAGERNADELN
DEUTSCHE KUGELLAGERFABRIK
G.M.B.H. - LEIPZIG - W 31


RW
RINGSDORFF
KOHLEBÜRSTEN
EN 12
RINGSDORFF-WERKE K.G. MEHLEM-RHEIN



NEUE KÜHLER- UND FLUGZEUGTEILE-FABRIKEN

KURT HODERMANN

BERLIN

SPEZIALFABRIKEN FÜR FLUGZEUGZUBEHÖR

UND SCHIFFSBEDARF

LEICHTMETALL-BLECHVERFORMUNGEN

KÜHLER AUS LEICHTMETALL

KS

KOLBEN

an der Front
und in der Heimat

KARL SCHMIDT · G·M·B·H · **NECKARSULM** · WÜRTTEMBERG

FAMO
Prüfstände

IM KRAFTFAHRZEUGWESEN

Bremsprüfstände mit Wasserwirbelbremse Bauart Junkers

IN DER LUFTFAHRT

Flugmotoren-Prüfstände für Serie u. Entwicklung · Pumpen-Prüfstände · Bremsanlagen D.V.L.-FAMO

IN DER MARINE

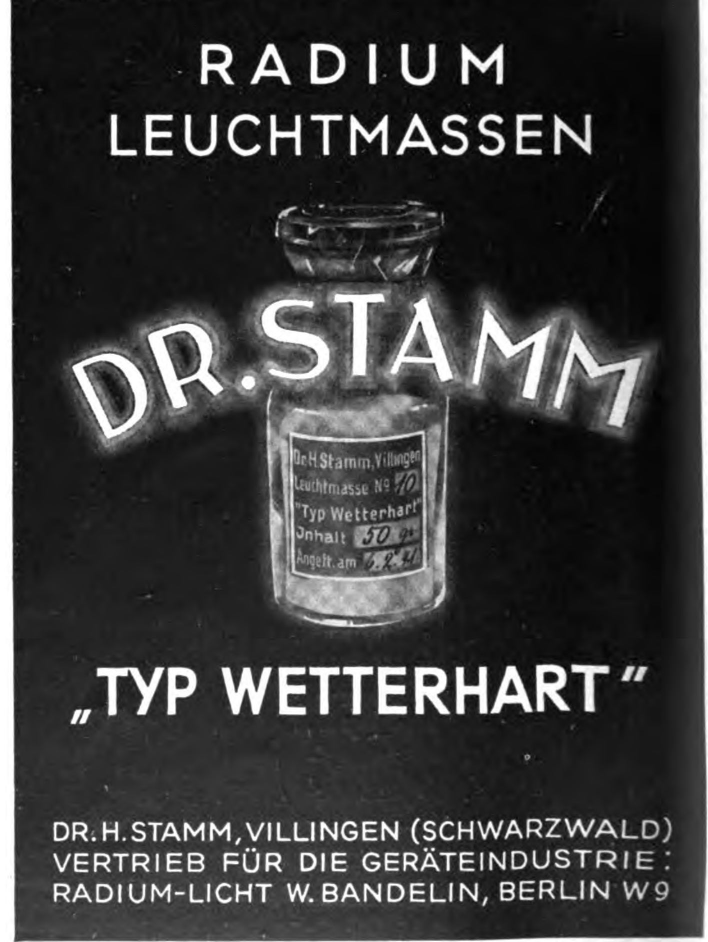
Bremsprüfstände mit Wasserwirbelbremse bis zu den größten Leistungen

FÜR DIE KRAFTMASCHINEN-INDUSTRIE

Wasserwirbelbremsen Bauart Junkers für alle Leistungen und Drehzahlen zur Erprobung von Kraftmaschinen aller Art

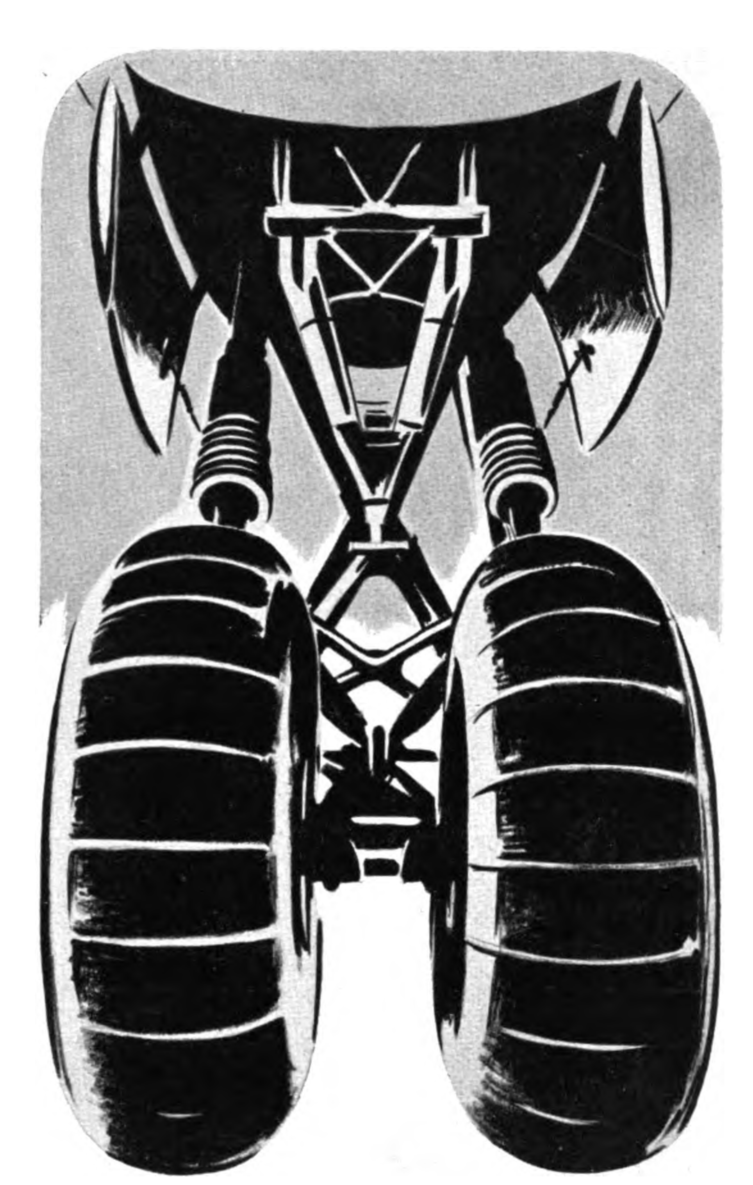
FAMO
FAHRZEUG- UND MOTORENWERKE GMBH
Breslau 6

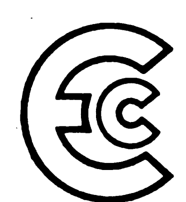





ULMINIUM
D-ABYM
Der Baustoff für Flugzeuge
Wieland-Werke A.-G.
Metallwerke Ulm/Donau


Linde
VERSUCHS-KÜHLSCHRÄNKE
für LABORATORIEN und PRÜFSTÄNDE
zur Prüfung des Verhaltens von Werk- und Betriebsstoffen, feinmechanischen Geräten usw. bei tiefen Temperaturen
NORMAL-AUSFÜHRUNGEN
FÜR TEMPERATUREN
VON MINUS 20 BIS MINUS 60 GRAD CELSIUS
GESELLSCHAFT FÜR LINDE'S EISMASCHINEN A. G.
ABTEILUNG KLEINKÄLTEMASCHINEN · SÜRTH BEI KÖLN





DEUTSCHE LUFTWACHT

Ausgabe LUFTWISSEN



VERLAG E. S. MITTLER & SOHN BERLIN PREIS RM 1,– IM AUSLAND RM 1,50

Luftwissen Bd. 8. Nr. 12 Seite 361-392 Berlin, Dezember 1941


ELEKTRIZITÄT
IM FLUGZEUG
Zuverlässiges Arbeiten der Flugzeugorgane
Unabhängigkeit von Luftdruck und Temperatur
Unempfindlichkeit gegen Vereisung der Geräte
Einfachste Bedienung und Wartung
HAKENFELDE
LUFTFAHRTGERÄTEWERK HAKENFELDE GMBH BERLIN-SPANDAU


Das Kampfflugzeug
DORNIER DO 215
verbindet hervorragende Flugeigenschaften mit hoher Kampfkraft. Die Anordnung der Waffen gewährleistet beste Schußfelder nach allen Richtungen.



DEUTSCHE LUFTWACHT



Ausgabe **LUFTWISSEN**

MIT MITTEILUNGEN DER DEUTSCHEN AKADEMIE DER LUFTFAHRTFORSCHUNG
UND DER LILIENTHAL-GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRTFORSCHUNG

Herausgegeben unter Mitwirkung des Reichsluftfahrtministeriums. Hauptschriftleitung: Otto Hollbach

Luftwissen, Band 8 N 12, S 361/392 Berlin, Dezember 1941

Britischer Verzicht - Abbruch der „Entlastungsangriffe"

Der Luftkrieg im November

Beim Rückblick auf die Luftkriegsereignisse im Monat November verdient die Entwicklung der Luftlage im Westen mehr Aufmerksamkeit als gewöhnlich. Hier hatte sich bereits im Frühsommer 1941 eine größere Regsamkeit der britischen Luftstreitkräfte bemerkbar gemacht, die sich im Laufe der Zeit zu einer bewußt durchgeführten Angriffstätigkeit verstärkte, aber sich mit dem beginnenden Winter wieder so weit abschwächte, daß jetzt von einem Abschluß dieser Phase gesprochen werden kann.

Erfolglose „Non-stop-Offensive"

Es handelte sich bei dieser britischen Luftkriegstätigkeit um den ergebnislosen Versuch, für die mit starken Kräften an der Ostfront eingesetzte deutsche Luftwaffe eine zweite Front im Westen zu schaffen, um dadurch den Sowjets eine gewisse Entlastung und Hilfe zuteil werden zu lassen. Die mit diesem Ziel durchgeführten Luftangriffe sind in Großbritannien lange Zeit hindurch als „Non-stop-Offensive" gefeiert worden; in Deutschland haben sie sich wegen ihrer Wirkungslosigkeit sehr bald den Namen „Nonsens-Offensive" verdient.

Bereits im Oktober konnte ein beträchtliches Nachlassen der gegen die besetzten Gebiete und Deutschland selbst gerichteten britischen Luftkriegstätigkeit festgestellt werden. Im vergangenen Monat erfuhren die Angriffe eine weitere Abschwächung, die am besten dadurch gekennzeichnet wird, daß die deutsche Luftwaffe trotz ihrer Inanspruchnahme im Osten über der englischen Insel bei Angriffen gegen Hafenanlagen und Versorgungsschiffahrt eine größere Bombenlast zum Abwurf brachte, als britische Bomber im gleichen Zeit-



Winter an der Ostfront. Der Nahaufklärer Fw 189 ist startklar zum Winterflug. Die Besatzung auf dem Weg zur Maschine



Werner Mölders ✠

Vom Feinde unbesiegt, fand der Sieger in 115 Luftkämpfen, Oberst Werner *Mölders*, Inspekteur der Jagdflieger, den Fliegertod. Er stürzte auf einem Dienstflug mit einem Kurierflugzeug, das er selbst nicht steuerte, am 22. November 1941 bei Breslau tödlich ab.

Die Erfolge und Leistungen dieses erst 28jährigen Offiziers sind ohne Beispiel. Mit 18 Jahren trat *Mölders* als Infanterist in das Heer ein und kam 1935 zur Luftwaffe, bei der er 1936 zum Oberleutnant befördert wurde. 1938 schoß *Mölders* in Spanien als erfolgreichster Jagdflieger der Legion Condor 14 Gegner ab und kehrte mit dem Spanienkreuz in Gold und Brillanten sowie anderen Auszeichnungen in die Heimat zurück. Wegen hervorragender Leistungen außer der Reihe zum Hauptmann befördert, wurde er 1939 Kommandeur einer Jagdgruppe im Westen. Ende Mai 1940 erhielt er nach 20 Luftsiegen im großdeutschen Freiheitskampf das Ritterkreuz des Eisernen Kreuzes. Kurze Zeit darauf geriet *Mölders*, mit zerschossener Maschine hinter den feindlichen Linien zur Landung gezwungen, in französische Gefangenschaft. Nach vier Wochen zurückgekehrt, übernahm er im Juli 1940 als Major und Kommodore ein Jagdgeschwader. Nach dem 51. Luftsieg wurde der befähigte junge Offizier zum Oberstleutnant befördert.

Im Ostfeldzug erhöhte *Mölders* in kurzer Zeit seine Abschußliste auf 101 Feindflugzeuge und die Gesamtzahl seiner Luftsiege damit auf 115. Der Führer verlieh ihm am 15. Juli 1941 als erstem und bisher einzigem Offizier der deutschen Wehrmacht das Eichenlaub mit Schwertern und Brillanten zum Ritterkreuz. Bald danach wurde der inzwischen zum Oberst beförderte Geschwaderkommodore zum Inspekteur der Jagdflieger ernannt. *Mölders* war den Angehörigen des ruhmreichen Geschwaders, das auf Befehl des Führers künftig seinen Namen tragen wird, leuchtendes Vorbild und hilfsbereiter Kamerad. So wie ihnen wird Werner *Mölders* für immer der gesamten deutschen fliegenden Jugend Vorbild und Ansporn sein.

raum bei ihren Angriffen gegen Deutschland und die besetzten Gebiete. Die dafür von britischer Seite wiederholt vorgebrachte Begründung, daß außergewöhnlich schlechte Wetterverhältnisse eine Einschränkung der Luftkriegstätigkeit bedingten, ist keineswegs stichhaltig, denn für Tagangriffe beispielsweise ist schlechtes Wetter eher günstig als ungünstig. Außerdem hat die deutsche Luftwaffe im November so gut wie jeden Tag Ziele auf der englischen Insel angegriffen, während britische Einflüge, soweit sie überhaupt von Bedeutung waren, nur an etwa zehn Tagen stattfanden und mit wenigen Ausnahmen nur mit schwachen Kräften unternommen wurden. Tatsache ist jedenfalls, daß bei Beginn des Winters von der vielgerühmten „Non-stop-Offensive" nicht mehr übrig geblieben war als eine bescheidene Luftkriegstätigkeit, wie sie bereits vom vergangenen Winter her bekannt ist.

Das Bestreben der britischen Führung, für den hartbedrängten Bolschewismus eine Entlastung herbeizuführen, wäre auch auf anderem Wege zu verwirklichen gewesen, nämlich durch Entsendung eines starken Luftexpeditionskorps nach der Sowjetunion. Die Schwierigkeiten eines solchen Unternehmens wären zwar groß gewesen, weil bei dem ohnehin knappen britischen Schiffsraum umfangreiche Seetransporte über große Entfernungen erforderlich gewesen wären. Aber unüberwindlich waren diese Schwierigkeiten tatsächlich nicht. In Wirklichkeit dürfte der Gedanke an sie auch kaum ausschlaggebend gewesen sein, vielmehr dürfte Großbritannien niemals die Absicht gehabt haben, den Sowjets eine ernsthafte Lufthilfe zur Verfügung zu stellen, wohl in der Hauptsache deswegen, weil zu befürchten stand, daß ein britisches Luftexpeditionskorps mit in den Strudel der Vernichtung gerissen werden könne. Vor allem dürfte dabei auch die Erwägung eine Rolle gespielt haben, daß die deutsche Luftwaffe nach der Zerschlagung der sowjetischen Kampfkraft jederzeit eine blitzschnelle Kehrtwendung nach dem Westen ausführen kann, da sie auf der inneren Linie operiert, während britische Luftstreitkräfte aus der Sowjetunion nur auf dem viel längeren Wege der äußeren Linie erst nach Wochen wieder zur englischen Insel zurückkehren könnten.

Aus diesen Gründen begnügte sich Großbritannien mit einer mehr symbolischen Sowjethilfe durch Entsendung kleiner Jagdfliegereinheiten. In der Hauptsache glaubte es seiner Bündnispflicht gegenüber den Sowjets dadurch genügen zu können, daß es an der Kanalfront eine gesteigerte Luftangriffstätigkeit entfaltete, wobei der Welt vorgespiegelt wurde, daß es sich hierbei um eine Offensive von kriegsentscheidender Bedeutung handele.

Wie sah diese sogenannte „Non-stop-Offensive" in Wirklichkeit aus? Während die britische Luftwaffe vordem in die Küstengebiete am Kanal am Tage nur vereinzelt und hauptsächlich zu Aufklärungszwecken einflog, begann sie im Juni dieses Jahres stärkere Verbände einzusetzen. Es handelte sich hierbei aber mehr um Jagdvorstöße als um Bombenangriffe großen Ausmaßes. Wenn überhaupt Bomberverbände an der Kanalküste erschienen, so waren sie stets verhältnismäßig klein und von einem meist zehnfach stärkeren Jagdschutz begleitet; die Eindringtiefe war regelmäßig nur sehr gering und ging über einige zehn Kilometer nie hinaus. Diese Tatsachen allein kennzeichnen die geringe Bedeutung, die der britischen Angriffstätigkeit bei Tage zukam. Sie war offensichtlich mehr eine Angelegenheit des Prestiges als der Kriegführung. Einige wenige Angriffsversuche bei Tage gegen das norddeutsche Küstengebiet mit einzelnen Flugzeugen unterstreichen nur das Gesamtbild.

Aus der Tatsache, daß britische Flugzeuge überhaupt bei Tage in die besetzten Gebiete einflogen, hat man in Großbritannien wiederholt die Behauptung herzuleiten versucht, daß die britische Luftwaffe die Luftüberlegenheit oder sogar die Luftherrschaft über dem Kanalgebiet besitze. Eine derartige Schlußfolgerung ist jedoch völlig unsinnig, da Einflüge bis zu einer gewissen Tiefe selbstverständlich stets möglich





Bei einem unserer Atlantik-Geschwader

sind, vor allem dann, wenn man aus Prestigegründen auch unnötige Verluste in Kauf nimmt.

Bei Nacht bot die britische Luftkriegstätigkeit das gewohnte Bild mit der einzigen Ausnahme, daß die durchschnittliche Zahl der eingesetzten Bomber etwas höher war als früher. Von einer Verstärkung der Nachtangriffe um ein Mehrfaches, wie es von der britischen Propaganda allgemein behauptet wurde, konnte jedoch überhaupt keine Rede sein. Tatsächlich betrug auch in den Monaten mit der stärksten britischen Angriffstätigkeit gegen Deutschland und die besetzten Gebiete die abgeworfene Bombenlast nicht viel mehr als das, was von der deutschen Luftwaffe im vergangenen Winter bei Großeinsätzen in zwei oder drei Nächten über Großbritannien abgeworfen wurde.

Über die Erfolge der britischen Angriffe sind von London aus die phantasievollsten Berichte verbreitet worden. Wenn man ihnen Glauben schenken wollte, so müßte die deutsche Rüstungsindustrie schon längst aufgehört haben zu arbeiten, und viele deutsche Städte müßten in Schutt und Asche liegen. Inzwischen hat man aber wohl auch in Großbritannien eingesehen, daß man sich über die Wirkung der Luftangriffe auf Deutschland erheblich getäuscht hat. Das Hauptziel der britischen Angriffe war, wie aus den überwiegenden Bombenwürfen auf Wohnviertel deutlich hervorgeht, eine Terrorwirkung zu erreichen. Es wurde ebensowenig erreicht wie das andere Ziel einer Lähmung der deutschen Rüstungsindustrie und Wirtschaft. Obwohl die deutsche Luftwaffe mit erheblichen Kräften im Osten gebunden war, gelang es der britischen Luftwaffe nicht, mit ihrer sogenannten „Offensive" die Luftüberlegenheit am Kanal zu erringen, es gelang



Fliegerangriff auf ein Vorpostenboot im Kanal
Fliegeralarm! Im Nu ist die Bedienung des schweren Flakgeschützes zur Stelle und gefechtsklar



Bomben auf das Tor zur Krim. Stukas auf dem Anflug zur Landenge von Perekop. Die Landschaft ist typisch für das Küstengebiet zwischen Dnjepr und Krim. Zwischen öden Steppenflächen schiebt sich unvermittelt ein breiter Streifen kultivierten Landes

ihr nicht, mit nächtlichen Bombenangriffen die deutsche Industrie auch nur ernstlich zu stören, und sie konnte dem bolschewistischen Bundesgenossen auch nicht die geringste Entlastung zuteil werden lassen. Das ganze Unternehmen, dem die Briten den stolzen Namen „Luftoffensive" gaben, war in Wirklichkeit daher nur ein unzureichender Versuch, die Welt über die Schwäche der britischen Luftmacht hinwegzutäuschen. Sein tatsächliches Ergebnis war um so kläglicher, als die britische Luftwaffe im vergangenen Sommer zweifellos ihre volle Kampfkraft zum Einsatz brachte.

Dagegen hat diese seltsame Luftoffensive den britischen Luftstreitkräften sehr schwere Verluste eingetragen. In der Zeit vom 22. Juni bis Ende November verloren sie nicht weniger als 1774 Flugzeuge, und zwar davon etwa die Hälfte an Jägern und die Hälfte an Bombern; unter den Bombern ging eine erhebliche Zahl viermotoriger Großflugzeuge verloren. Die deutsche Abwehr durch Flakartillerie und Jäger erwies sich sowohl in den besetzten Westgebieten als auch in der Heimat als äußerst schlagkräftig und erfolgreich. Besonders erwähnt mag werden, daß die Abschußerfolge bei nächtlichen Einflügen, die Anfang des Jahres etwa 4 %, bezogen auf die Anzahl der eingeflogenen Feindflugzeuge, betrugen, auf durchschnittlich 8 % im Spätherbst anstiegen und in einzelnen Nächten bis zu 20 % erreichten. Damit zeigte die deutsche Abwehr einen Wirkungsgrad, der nächtliche Luftangriffe immer mehr zu einem zweifelhaften und nutzlosen Unternehmen macht. Wie unangenehm diese hohen Verluste in Großbritannien empfunden werden, geht daraus hervor, daß immer wieder versucht wurde, das Verhältnis der Verluste durch Bekanntgabe phantastischer Zahlen über die angreifenden Bomber zu verschleiern.



Blick auf Sewastopol auf der Halbinsel Krim.
Nach der Einnahme von Simferopol, der Hauptstadt der Krim, rückten die deutschen und rumänischen Truppen zur Einschließung des Kriegshafens Sewastopol vor

Weitere Erfolge an der Ostfront

Während so im Westen die britischen Versuche einer Entlastung für den Bolschewismus endgültig zusammenbrachen, gingen im Monat November die Operationen an der Ostfront trotz des bereits eingetretenen Winters mit großen Erfolgen weiter.

Nach dem Durchbruch durch die Landenge bei Perekop spielten sich auf der Halbinsel Krim Verfolgungskämpfe ab, die nach zwei Wochen am 16. November mit der Wegnahme von Kertsch auf der östlichen Spitze der Krim endeten. Bei dem Feldzug auf der Krim wurden insgesamt 101 600 Gefangene gemacht und viel Kriegsgerät erbeutet.

Die Luftwaffe hatte an diesen Operationen einen bedeutenden Anteil dadurch, daß sie die Flucht von Sowjetstreitkräften

über See wirkungsvoll bekämpfte und hierbei den Sowjets außerordentlich hohe Verluste zufügte. Während der Kämpfe um die Krim wurden im Schwarzen Meer bis zur Wegnahme von Kertsch 60 Handelsschiffe mit 235 500 BRT. von der Luftwaffe versenkt und mindestens ebenso viele Schiffe beschädigt.

An der Nordfront gelang im Zuge von Operationen zwischen Ilmensee und Ladogasee die Einnahme der Stadt Tichwin, deren Bedeutung zum Teil darin besteht, daß sich in ihrer Umgebung wertvolle Bauxitlager befinden, deren Ausbeutung nunmehr der sowjetischen Luftrüstungsindustrie entzogen ist; früher wurde aus den Bauxitlagern bei Tichwin die umfangreiche Leichtmetallindustrie in Leningrad versorgt.

In der zweiten Hälfte des Monats November wurden neue Angriffsoperationen im Mittelabschnitt der Ostfront aufgenommen. Desgleichen wurde der Angriff im Donezbecken weiter fortgesetzt, nachdem die schwierigen Wetterverhältnisse sich gebessert hatten. An beiden Abschnitten wurden bedeutende Erfolge errungen, an denen die Luftwaffe wie immer erheblich beteiligt war. Insbesondere im Mittelabschnitt waren Kampfverbände durch Unterbrechung von Eisenbahnlinien hinter den sowjetischen Linien mit besonderem Erfolg tätig.

Neue Kämpfe in Nordafrika

Nach Eintritt der kühleren Jahreszeit unternahm die britische Expeditionsarmee in Ägypten den lange erwarteten Angriff gegen die deutsch-italienischen Streitkräfte. Am 19. November begannen die auf beiden Seiten von starken Panzerverbänden geführten Operationen, bei denen die Briten nach wechselvollen Angriffen und Gegenangriffen einsehen mußten, daß ein Überrennen der Afrikafront nicht mehr möglich war.

Die mit ihren italienischen Kameraden Schulter an Schulter fechtenden Luftwaffenverbände des Deutschen Afrikakorps haben an der Abwehr der britischen Angriffe in Libyen hervorragenden Anteil. Besonders Sturzkampfflugzeuge griffen in unermüdlichen Einsätzen immer wieder feindliche Panzerkampfwagen an und zersprengten angreifende Kolonnen. Der in der Wüste besonders schwierige Nachschub des britischen Expeditionskorps wurde mit großem Erfolg durch wiederholte Bombardierung der Nachschubstraßen und der Eisenbahn in der Gegend von Marsa Matruk gestört. Wenn die britischen Fliegerverbände gehofft hatten, vielleicht durch eine anfängliche zahlenmäßige Überlegenheit die Luftüberlegenheit in Libyen zu erringen, so wurden sie durch die Ereignisse bitter enttäuscht. In 14 Tagen verloren sie an der Afrikafront seit Beginn der Kämpfe nicht weniger als 127 Flugzeuge. Auch die auf britischer Seite eingesetzten Jagdflugzeuge amerikanischer Herkunft konnten nichts an der Überlegenheit der deutschen Luftwaffenverbände ändern. *R. S.*



Angriff auf Tobruk. Kette auf Kette deutscher Kampfflugzeuge fliegt mit ihrer Bombenlast gegen Tobruk



Italienische Fliegerkameraden begeben sich an Bord ihres Flugzeuges



Feiger Überfall britischer Bomber auf das Rote Kreuz. Unser Bild zeigt ein von den Briten zum Absturz gebrachtes Rote-Kreuz-Flugzeug der italienischen Luftwaffe kurz nach dem Aufschlag

PK-Aufnahmen der Kriegsberichter: Pietzsch (PBZ), Luben (PBZ), Petertil (Scherl), PK (Scherl), PK (W.B.), Pietzsch (Atl.), Dreesen, Sperling, Grosse

Dampftriebwerke für Flugzeuge

von Dr.-Ing. E. KNÖRNSCHILD, Berlin

Immer wieder wird die Frage aufgeworfen, ob nicht dem Dampftriebwerk die Zukunft im Flugzeugbau gehöre. Dabei wird sehr oft in den Kreisen der allgemeinen Technik die Meinung geäußert, der Siegeszug des Verbrennungsmotors in der Luftfahrt habe ernsthafte Versuche, die Dampfmaschine oder Dampfturbine für das Flugzeug brauchbar zu gestalten, erdrückt. Wir glauben daher, daß eine Darlegung der grundsätzlichen Schwierigkeiten, die der Einführung des Dampftriebwerkes für Flugzeuge entgegenstehen, wie sie der Verfasser nachstehend gibt, von großem Wert sein kann.

Die Schriftleitung

Dampftriebwerk und Verbrennungsmotor

Seit den letzten Jahren sind auf der ganzen Welt Bestrebungen erkenntlich, Flugzeuge zu bauen, die Triebwerksleistungen von der Größe kleinerer oder mittlerer Kraftwerke verlangen. So wurde bereits 1938 für den Transatlantikdienst der Pan American Airways [1][1]) eine Ausschreibung für ein 80-t-Flugzeug herausgegeben. Ein hierfür eingereichtes Projekt zeigt Abb. 1. Consolidated Aircraft Corporation projektierte sogar ein 180-t-Flugboot, während in Frankreich ein 60-t-Flugboot für den Überseedienst vorgesehen war. Die Triebwerksleistungen für derartige Flugzeuge liegen in der Größenordnung von 10 000 bis 30 000 PS, die durch das Zusammenarbeiten von fünf bis zehn und mehr einzelnen Verbrennungskraftmaschinen erzeugt werden sollen. Bei der Größe der verlangten Leistungen drängt sich die Frage auf, ob nicht eine Dampfkraftanlage gegenüber dem Verbrennungsmotor, der bisher allein das Feld des Flugzeugantriebs beherrscht, wettbewerbsfähig sein kann.

Zur Beurteilung dieser Frage ist es notwendig, sich über die verschiedenen Anforderungen, denen ein Flugtriebwerk genügen muß, klar zu werden. Es sind dies vor allem die folgenden:

1. Geringes Gewicht je Leistungseinheit,
2. hohe Wärmeausnutzung, d. h. geringer Kraftstoffverbrauch,
3. betriebliche Zuverlässigkeit,
4. leichte Regelbarkeit,
5. gedrängte Bauart (geringer Luftwiderstand),
6. gutes Höhenverhalten.

Vergleicht man ein Dampftriebwerk hinsichtlich dieser Eigenschaften mit einem Verbrennungsmotor, so ergibt sich bei Durchsicht des heute zur Verfügung stehenden Schrifttums über Dampftriebwerke folgendes Bild:

Zu 1: Der heutige Stand der Dampftriebwerksentwicklung ist am besten aus einer Betrachtung der für Kriegsschiffe erreichten Zahlenwerte zu ersehen. Für Kraftanlagen von der Größe, wie sie für große Transozeanflugzeuge nötig sind, ergeben sich heute Leistungsgewichte von etwa 10 bis 20 kg/PS. Zahlentafel 1 zeigt eine Aufstellung für einige Kriegsschifftypen [2]. Ein Verbrennungsmotor weist heute einschließlich Zubehör ein Leistungsgewicht von etwa 0,6 bis 1,2 kg/PS auf. Wie man sieht, muß man bei einem Dampftriebwerk für Flugzeuge noch eine erhebliche Verringerung des Leistungsgewichtes vornehmen, um mit dem Verbrennungsmotor wettbewerbsfähig zu werden. Da beim Dampftriebwerk voraussichtlich die Dauerleistung wesentlich näher an die Volleistung herangerückt werden kann, als dies beim Verbrennungsmotor der Fall ist, ist ein Vergleich der auf die Volleistung bezogenen Leistungsgewichte für das Dampftriebwerk ungünstig. Entsprechend der Eignung des Dampftriebwerkes für große Dauerleistungen und besonders für große Flugstrecken dürfte es zweckmäßig sein, den Vergleich auf die Reiseleistung zu beschränken, welche beim Verbrennungsmotor etwa zwei Drittel der Volleistung beträgt. Bei dieser Vergleichsbetrachtung gelten allerdings gewisse Einschränkungen bezüglich des Starts, auf die hier nicht näher eingegangen werden kann. Damit steigt das Leistungsgewicht des Verbrennungsmotors auf ungefähr 1,5

Zahlentafel 1

Schiffstyp	Gewicht je PS	Volumen je PS	Spez. Verbrauch je PSh
	kg	m^3	kg
Panzerschiff	15	0,050	0,340
Kreuzer	16	0,060	0,380
Torpedojäger	10	0,055	0,310
Torpedoboot	13,1	0,035	0,395

[1]) *Vgl. Schrifttumnachweis am Schluß des Aufsatzes.*

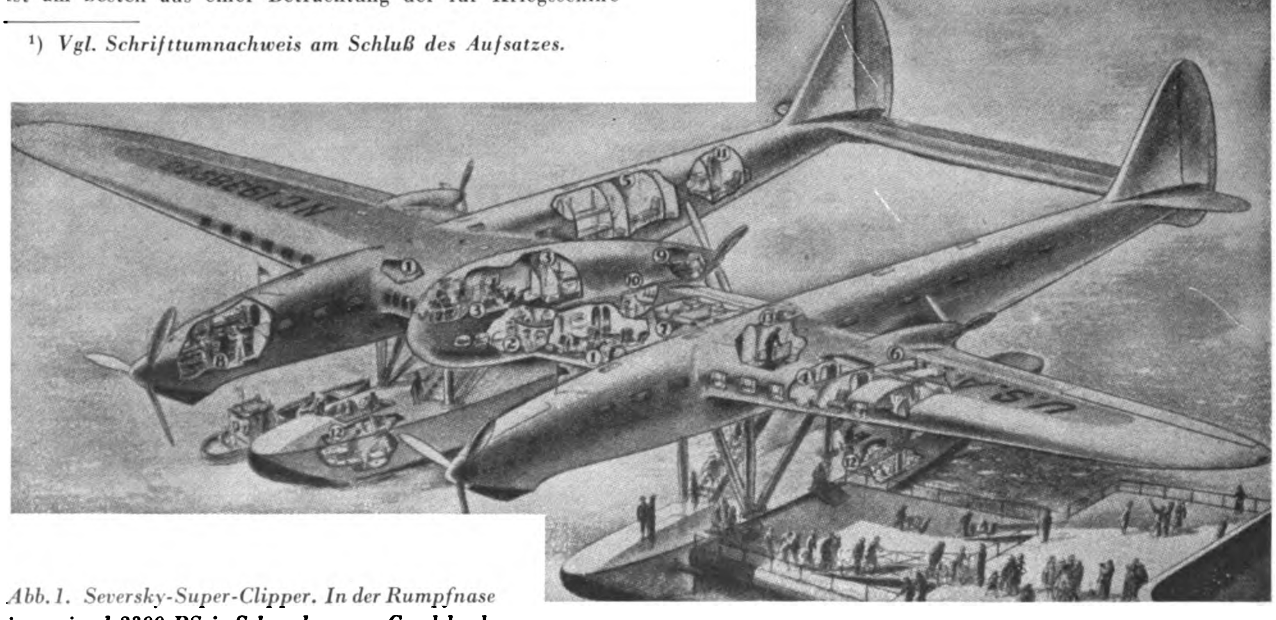


Abb. 1. Seversky-Super-Clipper. In der Rumpfnase je zweimal 2300 PS je Schraube; am Gondelende zweimal 2300 PS je Schraube; im Flügel je 2300 PS je Schraube. Reichweite 8000 km, Geschwindigkeit 350 km/h, 120 Fahrgäste

bis 2 kg/PS. Eine Verringerung des Leistungsgewichtes des Dampftriebwerkes auf diese Beträge scheint, wenn auch nicht sofort, so doch im Laufe der Entwicklung durchaus möglich zu sein, insbesondere wenn an die Konstruktion des Dampftriebwerkes dieselben Maßstäbe angelegt werden wie an die des Verbrennungsmotors. Hierzu gehört unter anderem, daß die Betriebsdauer zwischen zwei Überholungen, die bei bisher üblichen stationären Dampfanlagen mehrere Jahre beträgt, auf die im Flugmotorenbau übliche Zeit von 500 bis 1000 Stunden verringert werden kann.

Zu 2: Der Verbrauch einer Dampfkraftanlage hängt vor allem vom Dampfdruck, dem Kondensatordruck und der Überhitzungstemperatur ab. Hoher Dampfdruck (möglichst bis etwa 120 atü) ist besonders deshalb vonnöten, weil der Kondensatordruck infolge der beschränkten Platzverhältnisse nicht so tief gewählt werden kann wie bei stationären Anlagen. Unter Ausnutzung aller beim Flugbetrieb möglichen Mittel läßt sich heute ein günstigster Verbrauch von etwa 230 bis 280 g je PS und Stunde errechnen. Dies entspräche einem thermischen Wirkungsgrad von 22 bis 27 %. Vergleichsweise erreicht die Dampfzentrale der British Houston Co. in Detroit mit einer Dampftemperatur von 540° und 70 atü einen Wirkungsgrad von 32 % [3]. Für Zweistoffanlagen (Quecksilberdampfanlagen), die bekanntlich einen um etwa 20 bis 30 % besseren thermischen Wirkungsgrad besitzen, lassen sich voraussichtlich Verbräuche von etwa 170 g je PS und Stunde erzielen, womit die Wirtschaftlichkeit von Dieselmotoren erreicht ist. Wenn diese Zahlen auch erst am Ende einer längeren Entwicklung von Dampfkraftanlagen erreicht werden können, so zeigen sie immerhin, daß vom Standpunkt des Verbrauches aus eine Dampfkraftanlage mit dem Verbrennungsmotor durchaus wettbewerbsfähig ist. Hierbei ist jedoch Bedingung, daß der Turbine ein Kondensator nachgeschaltet wird. Auspuffmaschinen ohne Kondensator kommen aber wegen des schlechteren thermischen Wirkungsgrades und der Unmöglichkeit, den hierfür notwendigen Wasservorrat mitzunehmen, für Flugtriebwerke nicht in Frage.

Zu 3: Die betriebliche Zuverlässigkeit ist wohl bei Dampfanlagen erheblich höher zu werten als bei Verbrennungsmaschinen, da die Anlage aus wesentlich weniger bewegten Teilen aufgebaut ist und insbesondere bei Turbinenbetrieb mit der bekannten betrieblichen Überlegenheit rotierender gegenüber hin- und hergehenden Maschinen gerechnet werden kann.

Zu 4: Die heutige stationäre Dampfanlage ist hinsichtlich schneller Regelbarkeit dem Flugmotor erheblich unterlegen, der ja bekanntlich in wenigen Sekunden vom Leerlauf auf Volleistung übergehen kann. Es besteht aber durch bestimmte Bauarten des Kessels und insbesondere durch empfindliche Regeleinrichtungen die Möglichkeit, an die Regelbarkeit von Otto-Motoren heranzukommen. Im übrigen ist vermutlich bei sehr großen Triebwerksanlagen die beispielsweise beim Jagdflugzeug geforderte Regelbarkeit nicht mehr in diesem Maße notwendig. Als Vorteil der Dampfanlage kann angesehen werden, daß eine Leistungsänderung sich bei ihr im spezifischen Verbrauch weniger stark auswirkt als beim Verbrennungsmotor, bei dem der Übergang von Sparflugleistung auf Volleistung eine merkliche Erhöhung des spezifischen Kraftstoffverbrauches mit sich bringt.

Der Anlaßvorgang beim Kessel und bei der Turbine wird insbesondere beim Start in der kalten Jahreszeit ohne Frage sicherer beherrscht werden können als beim Verbrennungsmotor. Hier macht sich die geringe Zahl der Lager, die eine Turbine gegenüber dem Verbrennungsmotor aufweist, angenehm bemerkbar. Eine Vorwärmung des Triebwerkes vor dem Start läßt sich beim Dampftriebwerk rasch und vollkommen durch Dampf erreichen.

Zu 5: Während beim Verbrennungsmotor Kessel, Kühler und Kraftmaschine praktisch zu einer Einheit verschmolzen sind, ist beim Dampftriebwerk mit Ausnahme einiger später erläuterter Triebwerke (wie Hüttner, Béchard) im allgemeinen eine Trennung zwischen Kessel, Kraftmaschine (Turbine) und Kühler (Kondensator) notwendig. Diese Dreiteilung ist bei kleineren Anlagen sicher ein Nachteil, ist dies aber nicht mehr, wenn infolge der großen verlangten Leistungen sowieso mehrere Verbrennungsmotoren vorgesehen werden müssen. Die Unterteilung des Dampftriebwerkes kann sogar besondere Vorzüge im Einbau bringen, wenn z. B. die die Luftschrauben antreibenden Turbinen, deren Außendurchmesser wesentlich kleiner ausfallen wird als der von Verbrennungsmotoren gleicher Leistung, im Flügel untergebracht werden, während Kessel und Kondensator im Rumpf oder an geeigneter anderer Stelle aufgestellt werden. Im übrigen wird voraussichtlich mit zunehmender Triebwerksleistung der Bauaufwand für eine Dampfturbine weniger stark ansteigen als der des Verbrennungsmotors. Eine ins Gewicht fallende Überlegenheit des Verbrennungsmotors gegenüber dem Dampftriebwerk in bezug auf den Bauaufwand kann deshalb wohl bei größeren Leistungen nicht mehr festgestellt werden, allerdings nur, wenn es gelingt, den Kondensator in geeigneter Weise unterzubringen. Diese Betrachtung gilt entsprechend auch für den zusätzlichen Luftwiderstand, der durch den Einbau des Triebwerkes in die Zelle auftritt. Der Hauptanteil dieses Widerstandes dürfte auf den Kondensator entfallen.

Zu 6: Die Abhängigkeit der Leistung eines Dampftriebwerkes von der Höhe ist gegenüber dem Otto-Motor ungünstiger. Die Abnahme der Luftwichte mit der Höhe erfordert einerseits eine Verdichtung der Verbrennungsluft durch geeignete Verdichter entsprechend der Aufladung eines Otto-Motors. Andererseits fällt die Abnahme des Wärmeüberganges der Kühlluft, die entweder durch Verdichtung der Luft oder durch erhöhte Geschwindigkeit ausgeglichen werden muß, beim Kondensator des Dampftriebwerkes stärker ins Gewicht als beim Kühler des Verbrennungsmotors. Hierbei wirkt sich allerdings die mit zunehmender Höhe steigende Temperaturdifferenz zwischen Kondensatortemperatur und Umgebungstemperatur so stark aus, daß das Höhenproblem des Kondensators innerhalb der Troposphäre als durchaus beherrschbar angesehen werden kann. Auch bezüglich des Höhenverhaltens sind also grundsätzliche Unterschiede in den zu vergleichenden Antriebsarten nicht vorhanden.

Bauelemente des Dampftriebwerkes

Bevor auf einzelne bereits ausgeführte Anlagen näher eingegangen wird, seien die einzelnen Bauelemente eines Dampftriebwerkes in Hinsicht auf ihre Eignung für den Flugbetrieb erörtert.

Der Dampferzeuger

Die heute bekannten Hochleistungskessel (wie La Mont, Benson, Velox und andere) kommen ohne wesentliche Änderungen für Lufftahrzeuge wegen des großen Gewichtes und des großen Raumbedarfes nicht in Frage. Eine Verkleinerung des Kesselraumes kann durch Vergrößerung des Wärmeüberganges vom Feuergas auf den Kesselinhalt durch erhebliche Erhöhung der Gasgeschwindigkeit erzielt werden (Veloxkessel). Obwohl eine Überlegenheit des Zwangsumlaufkessels über den Kessel mit natürlichem Umlauf nicht unbedingt vorhanden sein muß [4], scheint sich doch die Entwicklung auf Kessel mit Zwangsumlauf oder Zwangsdurchlauf zu richten. Insbesondere zeichnen sich Zwangsdurchlaufkessel, also Rohrschlangenkessel, durch geringen Wasserinhalt und dadurch geringes Gewicht aus. Beispiele hierfür sind der Henschel-Dampfwagen [5] und der Besler-Dampfwagen. Die Bemühungen, Kesselgewicht zu sparen und gute Wärmeübergänge zwischen dem Feuergas und dem Kessel zu schaffen, führten zur Ausbildung von Drehkesseln, als deren Vertreter Hüttner, Vorkauf und Béchard genannt seien.

Um ohne große Veränderungen des Dampfdruckes eine Belastungsänderung durchzuführen, wäre eigentlich ein

großer Wasserinhalt notwendig. Aus Gewichtsgründen ist dies aber nicht möglich. Kessel für den Flugbetrieb werden sich wohl stets durch einen sehr geringen Wasserumlauf auszeichnen. Dies bedingt aber bei Änderungen des Belastungszustandes eine sehr genaue und schnelle automatische Regelung der Feuerung und Speisung. Anderenfalls würde entweder in die Turbine nasser Dampf eintreten oder der Kessel durch ungenügende Speisung Schaden leiden. Die Regelungseinrichtungen sind zum Teil sehr verwickelt, dürften aber trotzdem nicht schwieriger sein als beispielsweise die Einhebelbedienung beim Otto-Motor mit vollautomatischer Höhenanpassung.

Außer der Regelung auf beliebige Leistung in einer bestimmten Flughöhe muß aber der Kessel die Möglichkeit besitzen, bei einer Änderung der Flughöhe seine Leistung aufrechtzuerhalten. Ein Weg besteht darin, am Boden mit sehr niedriger Rauchgasgeschwindigkeit zu arbeiten und mit zunehmender Höhe diese Geschwindigkeit so lange zu erhöhen, bis wieder mit gleicher Ölmenge und demselben Luftüberschuß gefahren werden kann. Dieses Verfahren hat den Nachteil, daß der Kesselraum in Bodennähe nicht gut ausgenutzt ist. Es entspricht dies bei der Verbrennungskraftmaschine dem sogenannten überbemessenen Höhenmotor. Besser ist wohl der zweite Weg, den gesamten Kessel aufzuladen und entsprechend dem Abgasturbolader bei Verbrennungskraftmaschinen die Brenngase nach Durchtritt durch den Kessel in einer Gasturbine wieder entspannen zu lassen, um damit die erforderliche Gebläsearbeit zum Aufladen des Kessels zu decken. Luftvorwärmer können noch hinter den Kessel geschaltet werden, um die Wärme restlos auszunutzen. Die aus dem Luftvorwärmer austretenden Gase können eventuell noch durch Rückstoßdüsen zum Vortrieb beitragen.

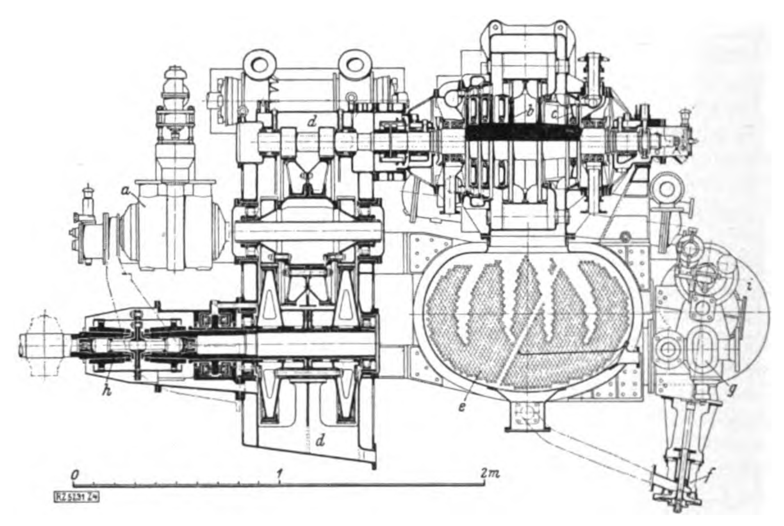


Abb. 2a. Wagner-Getriebeturbine der Zollwachtschiffe „Brummer“ und „Bremse“ mit einer Höchstleistung von rd. 1600 PS. a = Hochdruckturbine, b = Niederdruckturbine, c = Rückwärtsturbine, d = Zahnradgetriebe, e = Kondensator und Ölkühler, f = Kondensatpumpe, g = Schmierölpumpe, h = Zahnkupplung, i = Kühlwasserpumpe

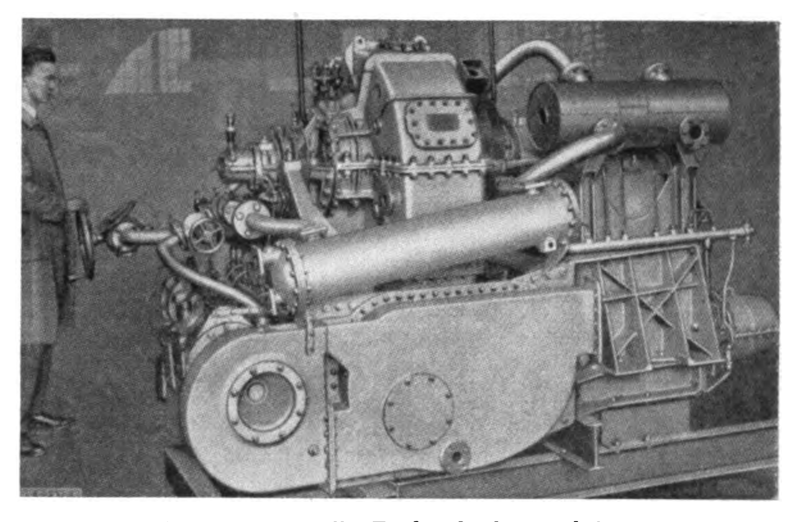


Abb. 2b. Fertig zusammengestellte Triebwerkanlage nach 2a

Die Kondensationsanlage

Das schwierigste Problem des Dampftriebwerkes liegt zweifellos im Kondensator. Vollkommene Rückgewinnung des Dampfes durch Kondensation ist leider unbedingt erforderlich. Um einen geringen Betriebsstoffverbrauch zu erzielen, wäre es zweckmäßig, mit möglichst großer Luftleere im Kondensator zu fahren. Im Gegensatz zur üblichen stationären Anlage steht aber zur Abführung der Wärme nur die Umgebungsluft mit den gegenüber dem Kühlwasser erheblich geringeren Wärmeübergangszahlen zur Verfügung. Um die Kondensatoren nicht zu groß werden zu lassen, ist man demnach bei Dampfantrieb für Luftfahrzeuge mit der Luftleere beschränkt (Kondensatordruck etwa 0,4 atü bei Bodenbetrieb) [4]. Nachteilig gegenüber dem Betrieb mit einer Verbrennungskraftmaschine ist der Umstand, daß gegenüber diesem eine erheblich größere Wärmemenge abgeführt werden muß. Beim Otto-Motor beträgt die je PS und Stunde abzuführende Wärme 300 bis 400 kcal, während sie bei Dampftriebwerken bei einem Verbrauch von rd. 260 g/PSh und einem Kesselwirkungsgrad von 85 % bei etwa 1600 kcal, d. h. also dem rd. vier- bis fünffachen des Otto-Motors liegt.

Zur Abführung dieser Wärme ist aber eine noch erheblich größere Kühlfläche nötig, als dem Verhältnis der abzuführenden Wärmemengen entspricht, da hier die Temperaturdifferenz zwischen Kühlstoff und Kühlluft im Interesse eines guten thermischen Wirkungsgrades meist kleiner ist als beim

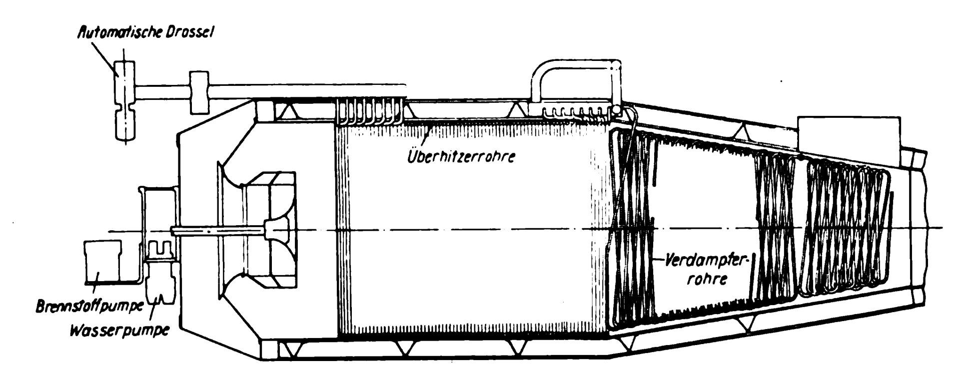


Abb. 3. Dampferzeugeranlage des „Bureau of Engineering of the Navy Department“

Kühler eines Verbrennungsmotors. Der günstigere thermische Wirkungsgrad der Zweistoffanlage (Quecksilbervorstufe) würde sich insbesondere auch auf die Größe des Kondensators auswirken. Beispielsweise würde bei einer Senkung des Verbrauches eines Dampftriebwerkes auf 170 g/PSh die abzuführende Wärme nur noch etwa zweieinhalbmal so groß wie beim Otto-Motor sein.

Bezüglich der Unterbringung derartiger Kühlflächen wurde von verschiedenen Seiten auf Flügelflächenkühlung verwiesen. Diese würde aber, abgesehen von der Kompliziertheit einer derartigen Anlage, nicht für die abzuführenden Wärmemengen ausreichen. Nach dem heutigen Stand scheint es eher empfehlenswert zu sein, völlig verkleidete Kühler mit Zwangsbelüftung zu verwenden, bei denen sogar ein Teil der Kühlerwärme durch geeignete Ausbildung des Ein- und Austritts für die Kühlluft dem Vortrieb wieder nutzbar gemacht werden kann [6].

Die Turbine

Die Turbine selbst als Antriebsmaschine des Dampftriebwerkes bietet keine grundsätzlichen Schwierigkeiten. Läßt man im Gegensatz zu Dampfkraftanlagen der üblichen Bauart wesentlich höhere Drehzahlen zu, was sich in Hinsicht auf die Möglichkeiten der Getriebetechnik heute durchführen läßt, so werden voraussichtlich die Turbinenanlagen einen erheblich kleineren Bauaufwand aufweisen als die entsprechenden Verbrennungsmotoren. Für die Ausnutzung des Wärmegefälles gelten dieselben Grundsätze wie für Kraftwerkanlagen hoher Wirtschaftlichkeit. Zweigehäusemaschinen werden wohl nicht umgangen werden können, da das Wärmegefälle von 100 bis 120 atü bis auf den Gegendruck von etwa 0,4 atü sich sonst schlecht ausnutzen läßt. Als Beispiel für diese Entwicklungstendenz sei die von der Wagner Hochdruck Dampfgesellschaft geschaffene Turbinenanlage für einen Zollkreuzer (siehe Abb. 2 a und b) angeführt [7].

Ausgeführte und geplante Anlagen

Im folgenden sind die im Schrifttum enthaltenen Beschreibungen projektierter bzw. ausgeführter Anlagen zusammengestellt.

Dampftriebwerk des „Bureau of Engineering of the Navy Department"

Die erste größere bekanntgewordene Untersuchung über die Möglichkeit des Einsatzes von Dampftriebwerken in Flugzeugen wurde nach dem Weltkrieg (1922) von dem Bureau of Engineering of the Navy Department durchgeführt [8]. Der Untersuchungskommission gehörten bekannte amerikanische Fachleute auf dem Gebiet dampfangetriebener Kraftwagen und gasturbinenangetriebener Torpedos an. Die Arbeiten erstreckten sich auf die Schaffung einer Dampfmaschine von geringstem Gewicht (Turbine) sowie eines Dampfgenerators und einer Kondensationsanlage.

Für den Feuerraum des Dampferzeugers kam aus Gewichtsgründen eine Isolierung mit Steinen nicht in Frage. Die Verbrennungskammer (siehe Abb. 3) war mit einer Wand aus Stahlrohren umgeben, in welchen der Dampf, der aus den Verdampferrohren kam, überhitzt wurde. Die von den Rohren nach außen strahlende Wärme wurde von einem Luftmantel, welcher um den ganzen Kessel herumgelegt war, aufgenommen. Die Brennstoff- sowie die Wasserpumpe und das Gebläse für die Verbrennungsluft wurden durch eine eigene Turbine angetrieben. Der Dampferzeuger war mit den Hilfsmaschinen zu einer Einheit zusammengebaut. Er verdampfte 4,5 t Wasser je Stunde bei einem Druck von 20 bis 35 atü und einer Temperatur von 400 bis 500° C. Die Regelung war sehr elastisch. Ein Wirkungsgrad von 80 % wurde bis zur vollen Belastung beibehalten. Erhebliche Arbeit wurde auf die Konstruktion automatischer Kontroll- und Bedienorgane für den Dampferzeuger verwandt, die zwar bei den Versuchen zufriedenstellend arbeiteten, bei denen aber befürchtet wurde, daß sie infolge ihrer Kompliziertheit im Dauerbetrieb nicht eingesetzt werden konnten. Die Auswertung der Versuchsergebnisse führte zur Entwicklung eines Dampferzeugers, der einschließlich Pumpen, Gebläsen und aller sonstigen Hilfsmaschinen ein Gewicht von weniger als 0,9 kg/PS aufwies.

Für die Turbine konnte nach dem Stand der Technik ein Gewicht von etwa 0,45 kg/PS eingesetzt werden.

Bei der Unterbringung der Kondensatorflächen wurde an einen Oberflächenkondensator im Flügel gedacht. Hierbei ergab sich, daß unter Berücksichtigung des geringen Wärmedurchgangs von Dampf an Luft etwa elfmal so große Flächen für die Abführung der Wärme vorzusehen waren als bei einer Verbrennungskraftmaschine. Von dieser gesamten Kondensatorfläche ließen sich in dem damals vorgesehenen Flugzeug etwa 40 % in den Flügeln unterbringen. Schätzungen des Gewichtes eines solchen Kondensators ergaben, daß er etwa soviel wiegt wie die Dampferzeugeranlage und Dampfturbine zusammen. Das gesamte Gewicht einer kompletten Dampfkraftanlage wurde zu 3 kg/PS errechnet. Da auch der Verbrauch etwa doppelt so hoch als beim Otto-Motor lag, ergab sich, daß eine Dampfkraftanlage mit dem Verbrennungsmotor nur dann in Wettbewerb treten konnte, wenn sie hinsichtlich Gewicht und Verbrauch mindestens eine Verbesserung von 100 % erreichte. Eine Verbrauchssenkung auf rd. 250 g/PSh erschien nach diesen Versuchen zwar im Bereich der Möglichkeit zu sein, bei ihrer Verwirklichung wurden aber fast unüberwindliche Schwierigkeiten erwartet. Der Bericht des „Bureau of Engineering of the Navy Department" schloß mit dem Ergebnis, daß nach dem damaligen Stand der Technik Dampftriebwerke sowohl hinsichtlich des Gewichtes wie der Wirtschaftlichkeit wie auch des Widerstandes der Kühlerflächen als Antrieb für Luftfahrzeuge nicht in Frage kommen.

Dampftriebwerk von Besler (USA.)

Von Besler wurde ein für ein Landfahrzeug entwickeltes Triebwerk für den Einbau in ein Flugzeug vorgesehen [9, 10, 11] (Abb. 4). Der Kessel ist als Rohrschlangenkessel gebaut; er wird mit Öl gefeuert. Das Speisewasser wird auf der einen Seite der Rohrschlange mittels einer Hochdruckpumpe zugeführt und verläßt die Schlange auf der anderen Seite als überhitzter Dampf. Als Antriebsmaschine dient eine Zweizylinderdampfmaschine (Zylinder in V-Form), ihre Leistung beträgt 90 PS. Der Dampf verläßt den Kessel mit 77 Atmosphären u. 430° C. Der Kondensator arbeitet mit Atmosphärendruck. Das Leistungsgewicht dieser Anlage beträgt etwa 4,5 kg je PS, wovon 0,95 kg auf die Antriebskolbenmaschine, 1,1 kg auf den Wasserrohrkessel und 2,45 kg auf den Kondensator und die Hilfsapparate entfallen. Die Luftschraube wird ohne Übersetzung von der Kolbenmaschine angetrieben, ihre Drehzahl beträgt 1350 U/min.

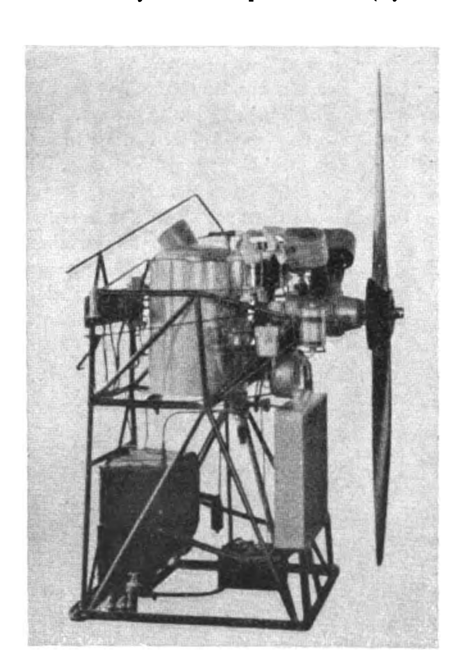


Abb. 4. Ansicht der Besler Dampfkraftanlage für Flugzeuge

Eine weitere Anlage von Besler (aus dem Jahre 1933), die ebenfalls mit einer Dampfmaschine arbeitet (Abb. 5), leistet 150 PS bei 1625 U/min. Der Kessel, wiederum ein Rohrschlangenkessel (Rohrlänge 150 m), kann innerhalb 40 bis 60 Sekunden hochgefahren werden. Zum Anfahren wird lediglich ein elektrischer Ventilator in Betrieb gesetzt, der Luft unter Druck durch einen Spezialbrenner in den Feuerraum des Kessels preßt, wobei das Heizöl mitgerissen wird und mit der Luft zusammen verbrennt. Temperatur und Druck des Dampfes werden durch eine selbsttätige Kontrollvorrichtung (Thermostat) konstant gehalten. Die Regulierung der Leistung erfolgt durch eine Drosselklappe in der Luftzufuhr. Für die zweite Anlage wird ein Gewicht von nur 82 kg angegeben.

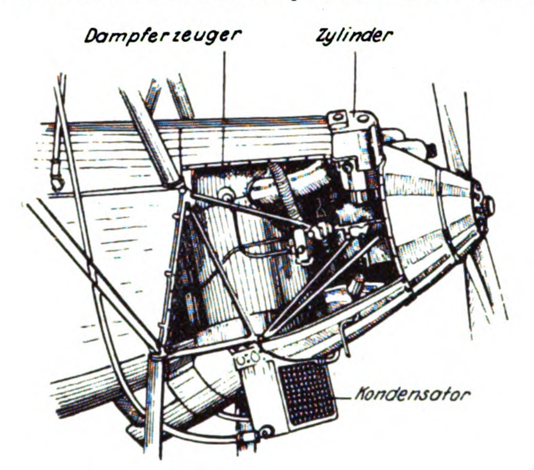


Abb. 5. Besler-Dampfflugzeug

Triebwerk der Great Lakes Aircraft Corporation of America

Von der Great Lakes Aircraft Corporation wurde in Zusammenarbeit mit der General Electric Company ein 2300-PS-Dampftriebwerk entwickelt [12, 13]. Abb. 6 zeigt den Dampferzeuger nach der Lamont-Bauart. Er besteht außer dem eigentlichen Kessel aus einem Luftvorwärmer, einem den Fahrtwind unterstützenden Gebläse, einem Überhitzer, einem Ölbrenner und einer Abgasleitung. Die Wandung des Dampferzeugers ist von Rohren für Wasserdampf bzw. überhitzten Dampf umgeben, die in Richtung der Kesselachse liegen und einen zylindrischen Mantel bilden. Die Rohre für Öl und für das Wasser bestehen aus Leichtmetall, die für den Dampf aus einer Stahllegierung. Der Kessel erzeugt in der Stunde maximal 9,5 t Dampf von einer Temperatur von 540° C und einem Druck von 70 atü. Das Anlassen des Dampferzeugers geschieht elektrisch. Durch Elektromotoren, die von Akkumulatoren gespeist werden, wird das Gebläse für die Verbrennungsluft angetrieben. Damit werden auch die Pumpen in Betrieb gesetzt, das Kraftstoffventil wird geöffnet und das Gemisch vor dem Brenner durch elektrische Funken entzündet. Hat der erzeugte Dampf den erwünschten Druck, so werden die Anlassermotoren selbsttätig abgeschaltet. Der Anlaßvorgang dauert etwa 1 Minute. Der Akkumulator wird durch einen kleinen elektrischen Generator wieder aufgeladen. Als Sicherheitsorgan ist eine von Hand betätigte Speisewasserpumpe vorgesehen.

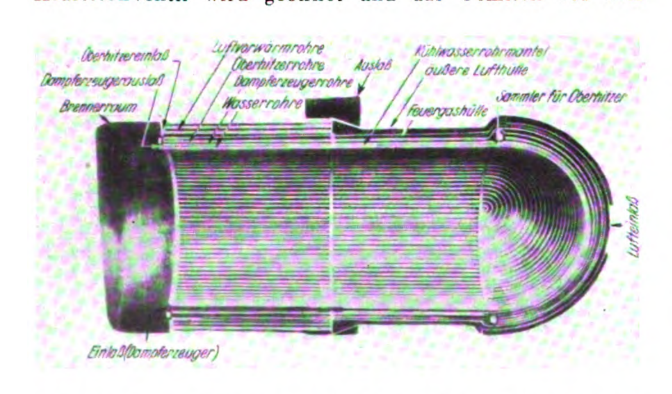


Abb. 6. Dampferzeuger der „Great Lakes Aircraft Corporation“

Abb. 7 zeigt die Strömung der Luft und des Gases in dem Dampferzeuger.

Die Kraftanlage besteht aus zwei Hauptturbinen von je 1150 PS bei 20 000 U/min. Ihre Leistung wird über ein zweistufiges Getriebe auf die Luftschraube übertragen. Das Gewicht jeder Turbine einschließlich des Untersetzungsgetriebes beträgt 360 kg. Zum Antrieb des Gebläses dient, außer beim Anlassen, eine Hilfsturbine. Der aus dieser Turbine austretende Dampf dient zur Vorwärmung des Speisewassers. Die Regelung des Gebläses, das, wenn die für die Verbrennung notwendige Luftgeschwindigkeit durch den Fahrtwind allein erreicht ist, abgeschaltet werden soll, geschieht selbsttätig durch den Flugstaudruck. Eine weitere Hilfsturbine treibt die Wasserumlaufpumpe, die Speisewasserpumpe und die Pumpe für Kraftstoffeinspritzung an. Die für jede Turbine vorgesehenen Kondensatoren, die aus Rohrbündeln bestehen, sind im Flügel hinter den Hauptturbinen untergebracht. Die Kühlung der Kondensatoren erfolgt durch den Fahrtwind, der durch besondere Klappen unterhalb des Flügels ein- und auf der Flügeloberseite austritt. Zur Aufrechterhaltung des Vakuums im Kondensator dient eine Dampfejektoranlage. Abb. 8 und 9 geben Einbauzeichnungen wieder, aus denen die Unterbringung der Dampferzeugeranlage im Rumpf sowie der Kondensatoren im Flügel zu ersehen ist. Das Gewicht der Einzelteile sowie der Gesamtanlage ist in Zahlentafel 2 wiedergegeben. Ohne Luftschraube beträgt das Gesamtgewicht des Triebwerkes 1,33 kg/PS. Das verhältnismäßig niedrig angegebene Gewicht für die Kondensatoranlage von 0,24 kg/PS fällt auf. Die Hauptbetriebsdaten sind in Zahlentafel 3 wiedergegeben.

Die normale Betriebshöhe dieses Triebwerkes beträgt 1,5 km. Der spezifische Verbrauch soll 270 g/PSh betragen, entsprechend einem thermischen Wirkungsgrad von 23 %.

Zahlentafel 2

		Einzelgewicht	Gewicht der Gruppe	kg/PS
Generator	kg	1070	1070	0,465
Hilfsteile	kg	366	366	0,159
Rohre u. Dichtungen	kg	52	52	0,022
Zubehörteile	kg	91	91	0,039
Wasser	kg	159	159	0,060
Turbine u. Getriebe	kg	363	726	0,316
Metall-Luftschraube	kg	124	248	0,108
Kondensatoren	kg	275	550	0,240
Anlasseranlage	kg	62	62	0,027
Gesamt	kg	—	3324	1,436

Zahlentafel 3

		Teillastbetrieb	Vollastbetrieb
Dampfdruck	kg/cm²	70	70
Dampftemperatur	° C	538	510
Druck beim Austritt aus Hauptturbine	kg/cm²	0,2913	atmosph.
Leistung jeder Turbine	PS	500	1150
Leistung der Hilfsturbine	PS	28,3	67
Kesselwirkungsgrad	%	83	83
Ölverbrauch je PS	kg	0,27	0,304
Gebläse in 1520 m:			
Ansaugmenge	m³/min	85	170
Druck	mm WS	92	460
Drehzahl	U/min	3200	6730
Leistung	PS	2,2	20,5

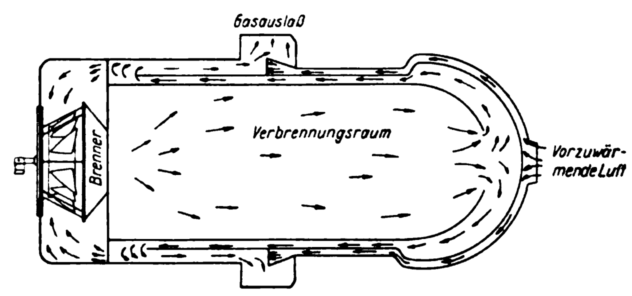


Abb. 7. Luft- und Gasströmung im Dampferzeuger nach Abb. 6

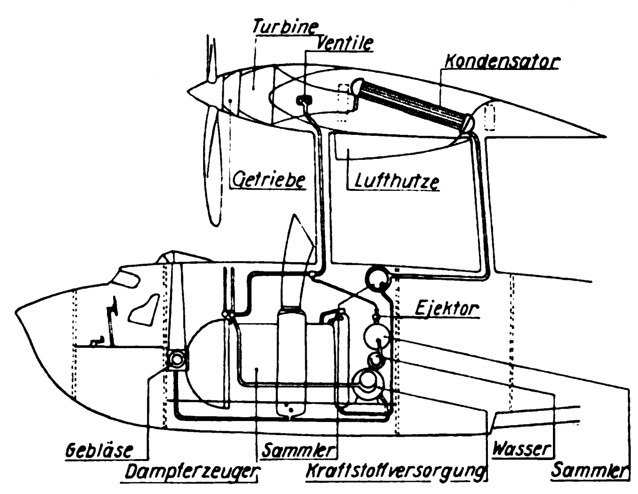
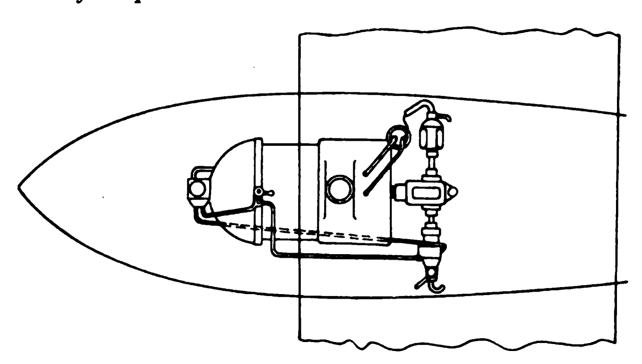


Abb. 8. Gesamtansicht der Dampfkraftanlage der „Great Lakes Aircraft Corporation"


Abb. 9. Draufsicht auf den Dampferzeuger im Rumpf

Dampftriebwerk Brobeck (USA.)

Von Brobeck stammt der Entwurf eines 1000-PS-Dampftriebwerkes [9, 14, 15]. Der Kessel soll aus parallel geschalteten Rohren mit Zwangsumlauf bestehen. Das Kesselgewicht wird auf 0,15 kg/PS, der Wasserinhalt des Kessels auf 0,1 l/PS geschätzt. Brobeck hofft, eine Belastung des Feuerraumes von 10 Millionen kcal/m³ zu erreichen. Die Anfahrzeit des Kessels soll nur wenige Minuten betragen.

Die Turbine soll bei 1000 PS Leistung einen Durchmesser von 0,45 m besitzen. Zur Abführung eines Teiles der Kondensatorwärme, die dem zwei- bis dreifachen der Nutzleistung entspricht, sollen die Tragflächen herangezogen werden. Der thermische Wirkungsgrad wird auf 22 % am Boden und 35 % in 10 km Höhe, die als beste Nutzhöhe bezeichnet ist, geschätzt. Hierbei soll eine Abdampftemperatur von 25° C eingehalten werden. Das Gewicht der gesamten Anlage wird auf 0,9 kg/PS geschätzt.

Das Dampftriebwerk Hüttner (Deutschland)

Das Hüttnertriebwerk ist wohl der bekannteste Vertreter der Drehkesselbauart [4, 9, 11, 16, 17]. Es besteht aus einem Kessel, der im wesentlichen aus U-Rohren gebildet wird und umläuft, einer Turbine, die sich im entgegengesetzten Sinn als der Kessel dreht, und einem Kondensator. Beim Hüttner-Kessel werden nicht die Heizgase an den zu beheizenden Rohren vorbeigeführt, sondern der Kessel wird mit großer Geschwindigkeit an den Heizgasen vorbeibewegt. Auf diese Weise soll ein hoher Wärmeübergang erzwungen werden.

Abb. 10 zeigt den grundsätzlichen Aufbau einer Drehkesselturbine. Das Speisewasser fließt von einem ringförmigen Sammelraum a_1 in den mit Wasser gefüllten Schenkel der U-Rohre r, welcher als Speisewasservorwärmer dient. Der andere Schenkel, der mit Heizrippen versehen ist, wird durch einen Ölbrenner beheizt. Hierdurch bildet sich Dampf, der über die Düsen b dem Laufrad d zuströmt. Hinter dem Laufrad erfolgt die Kondensation. Das kondensierte Wasser wird bei a_1 dem Kreislauf wieder zugeführt. Die U-Rohre des Kessels, die radial angeordnet sind, laufen mit 3000 bis 5000 U/min um.

Die bei der Drehung des Kessels auftretende Zentrifugalkraft des Wassers bzw. des Dampfes ermöglicht das Zustandekommen des Dampfdruckes. Die Regelung des Druckes erfolgt durch Veränderung der Drehzahl. Die Turbine selbst kann ein oder mehrere Laufkränze besitzen. Sie ist koaxial zum Kessel angeordnet. Ihre Drehzahl beträgt 15 000 bis 20 000 U/min. Durch die Fliehkraftwirkung des mit dem Kessel umlaufenden Leitschaufelkranzes wird das im Dampf enthaltene Wasser automatisch ausgeschleudert, so daß die Turbine stets mit trocken gesättigtem Dampf beaufschlagt wird. Der Drehkessel dient zugleich als Ventilator und saugt sich die Heizgase selbsttätig durch. Durch die Ausnutzung der Zentrifugalkraft ist fernerhin eine völlig drucklose Zufuhr des Speisewassers möglich, so daß eine eigene Speisepumpe wegfallen kann. Die Drehzahl des Kessels stellt sich selbsttätig jedem gewünschten Betriebszustand entsprechend ein, ohne daß zusätzliche Regelorgane notwendig sind.

Ein großer Vorteil der Hüttner-Turbine liegt wohl darin, daß sämtliche Dampfleitungen wegfallen. Der Dampf strömt unmittelbar aus den Kesseldüsen in die Turbine. Die Kondensation des Dampfes erfolgt im Innern der Turbine durch einen Strahlkondensator. Lediglich die zur völligen Niederschlagung des Dampfes benötigte Überschußwassermenge wird in einem Kühler normaler Bauart rückgekühlt und von neuem zum gleichen Zweck wiederverwendet. Der spezifische Verbrauch einer Hüttner-Turbine soll ungefähr 280 bis 300 g/PSh betragen. Das Einheitsgewicht wird auf etwa 1 kg/PS geschätzt. Der Kesselwirkungsgrad liegt etwas über 80 %. Die Dampfleistung beträgt 200 kg/m²h. Etwa 10 Sekunden nach dem Zünden des Heizbrenners kann das Anlaufen erfolgen. Hierzu muß der Drehkessel angeworfen werden, es genügt ein Zehntel der Vollastdrehzahl.

Den Entwurf einer Drehkesselturbine für 100 kW Leistung zeigt Abb. 11.

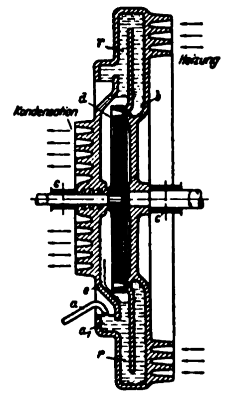


Abb. 10. Prinzipskizze einer Hüttner-Drehkesselturbine

Dampftriebwerk Béchard (Frankreich)

Béchard ist ebenfalls ein Vertreter der Drehkesselbauart [9, 11, 18, 19]. Sein Kessel besteht aus drei Gehäusen, in denen eine Welle mit drei Scheiben umläuft (siehe Abb. 12). Vor dem Betrieb sind diese drei Gehäuse zum Teil mit Wasser gefüllt, das durch die Reibungskräfte der Scheiben mit umläuft, wenn die Welle in Drehung versetzt wird. Die drei Gehäuse werden von außen beheizt. Im Betrieb stellt sich — wie bei Hüttner — ein stetiger Wasserdurchfluß ein, so daß eine eigene Speisewasserpumpe wegfallen kann. Durch die Drehung des Kessels ist eine gleichmäßige Erwärmung aller

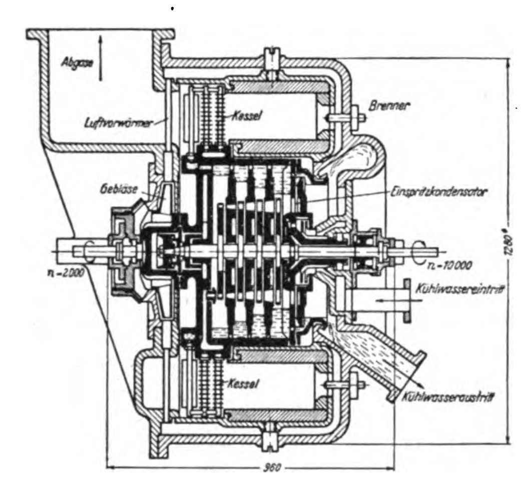


Abb. 11. Entwurf einer 100 kW-Drehkesselturbine nach Hüttner

Wandungsteile gewährleistet. Im stationären Zustand erfolgt die Dampferzeugung so, wie sie in Abb. 12 (Volle Drehzahl) dargestellt ist. Im ersten Gehäuse strömt Frischwasser zu, wird in Umlauf versetzt, vorgewärmt und zum Teil verdampft. Im zweiten Gehäuse wird das Wasser völlig verdampft, das dritte Gehäuse dient als Überhitzer. Der Dampf tritt aus dem dritten Gehäuse durch Düsen aus und wird in einem Leitkranz axial umgelenkt. Die Nutzleistung des Triebwerkes, das anscheinend mit 100 % Reaktion arbeitet, wird durch den Rückstoß des aus den Düsen austretenden Dampfes erzeugt. Das letzte Projekt von *Béchard* soll mit einem Druck von 20 atü arbeiten. Die Scheiben haben einen Durchmesser von 0,5 m. Béchard hofft, bei seinen Triebwerken 1800 Umläufe je Minute, eine Dampferzeugung von 200 kg/m²h bei einem Druck von 30 bis 35 atü mit Überhitzung auf 500° C und einen Kesselwirkungsgrad von 0,9 zu erreichen.

Das Dampftriebwerk der Aero-Turbines Ltd., London

Aero-Turbines Ltd. hat ein sich an die Hüttner-Turbine anlehnendes Dampftriebwerk entwickelt [20]. Der rotierende Dampferzeuger, die Dampfturbine, Kondensator und Starter sind zu einer Maschine vereinigt. Abb. 13 zeigt den Aufbau des Triebwerkes.

Zum Anlassen des Triebwerkes werden der Dampferzeuger und die Pumpen durch den Anlassermotor durchgedreht. Hierbei wird Wasser aus dem Kondensatorsumpf in einen ringförmigen Verteiler gedrückt. Von hier fließt das Wasser durch Düsen, welche eine Zerstäubung ermöglichen, in die eine Schnecke der U-Rohre. Mittlerweile tritt ein Gemisch von Luft und Öl in eine ringförmige Verbrennungskammer, die mit dem äußeren Gehäuse verbunden ist, und wird elektrisch entzündet. Das Wasser in den U-Rohren wird hiernach verdampft. Die Brenngase verlassen den Brennraum mit sehr niedriger Temperatur (82° C). Der sich in den U-Rohren sammelnde Dampf wird in ein Verteilergehäuse geleitet und beaufschlagt von hier über Dampfdüsen die Schaufeln der Turbinenräder. Beim Austritt aus diesem Rad durchströmt der Dampf ein weiteres Turbinenrad, das sich im entgegengesetzten Sinn zum ersteren dreht und mit dem Kessel verbunden ist, und treibt auf diese Weise den Kessel an. Der Abdampf wird zum Kondensator geleitet, der im Bild nicht zu sehen ist. Die in Abb. 13 gezeigte Turbine verbraucht 17 kg Öl je Stunde. Das Triebwerk konnte bei Vorführungen in weniger als 1 Minute Dampf erzeugen.

Der Dampferzeuger von Vorkauf

Ein weiterer umlaufender Dampferzeuger wurde von Vorkauf [21] vorgeschlagen. Abb. 14 zeigt den Längsschnitt einer Versuchsanlage. Einem drehbaren Rohrkreuz wird Wasser durch die Hohlwelle zugeleitet, das in den isolierten Rohren *a* nach außen geschleudert wird. In den Schenkeln *b* des Rohrkreuzes wird Dampf erzeugt, der aus der Hohl-

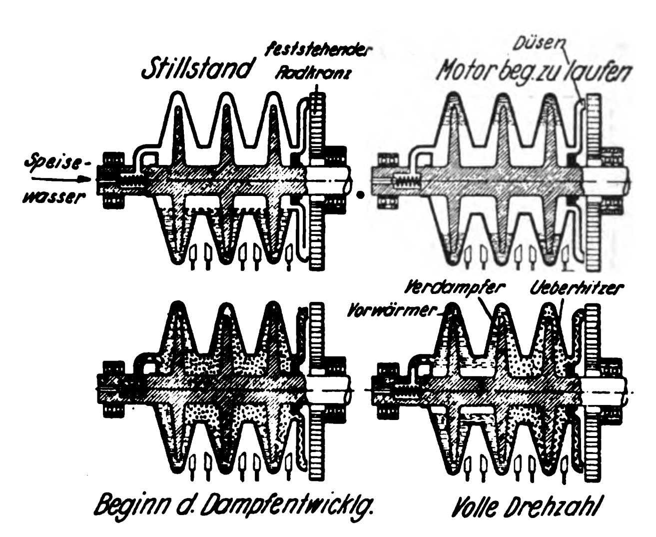


Abb. 12. Arbeitsphasen des Dampfmotors von Béchard in schematischer Darstellung

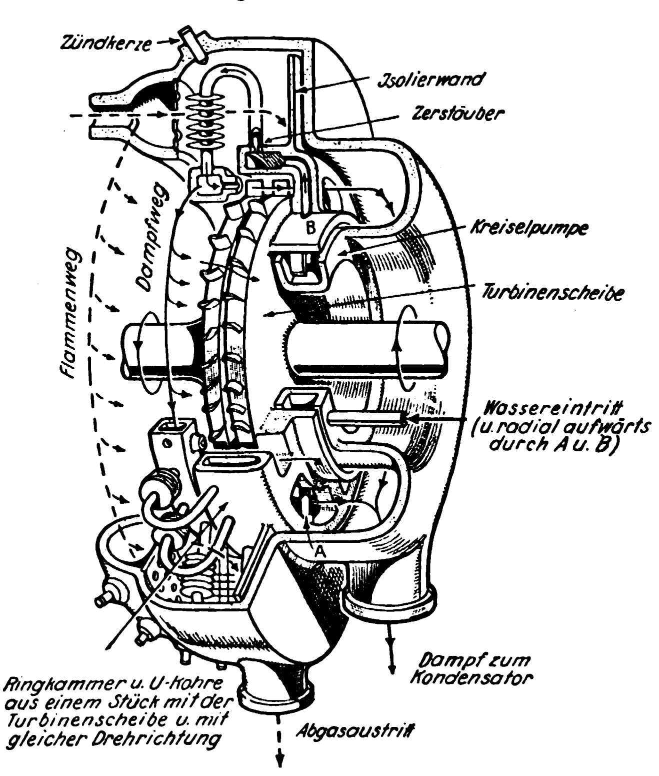


Abb. 13. Dampftriebwerk der „Aero Turbines Ltd."

welle mittels einer Stopfbuchse abgeleitet wird. Abb. 15 zeigt den Entwurf eines umlaufenden Dampferzeugers mit Vorschaltturbine für eine Dampfleistung von 18 t/h. Das Speisewasser strömt von rechts in die Hohlwelle und von hier in die Vorwärmrohre *a*. In diesen Rohren wird das Wasser nach außen geschleudert und unter Druck gesetzt. Es verteilt sich dann über die Längsrohre *b* auf die strahlenförmig angeordneten Rohre *d*, in denen Dampf erzeugt wird. Durch den Unterschied der Fliehkräfte entsteht in bekannter Weise der Überdruck, der im vorliegenden Fall 120 atü beträgt. Der Dampf strömt durch den Überhitzer *e* und über ein isoliertes Sammelrohr *f* in die umlaufenden Düsen einer Vorschaltturbine *g*.

Der Wirkungsgrad dieses Dampferzeugers soll 85 % betragen. Die Entspannung des Hochdruckdampfes erfolgt in der Vorschaltturbine von 120 atü und 380° C auf 25 atü. Die Vorschaltturbine erzeugt hierbei 850 kW. Da zum Antrieb des Dampferzeugers einschließlich der Frischluftförderung rd. 200 kW Leistung notwendig sind, können hier bereits 650 kW abgegeben werden. Bevor der mit 25 atü aus der

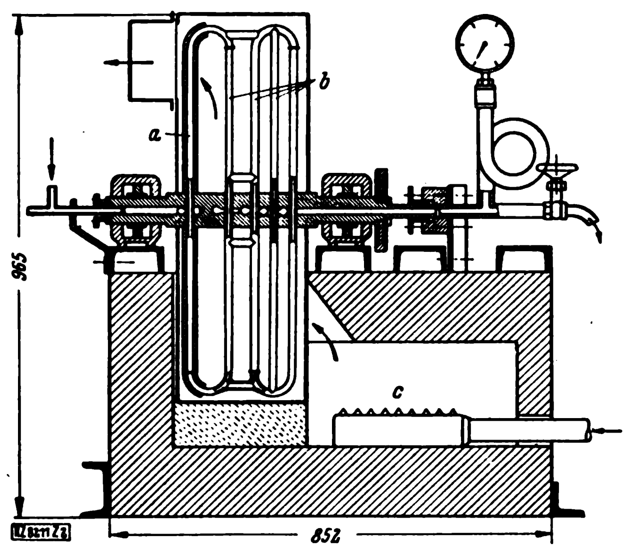


Abb. 14. Längsschnitt der Versuchsanlage von Vorkauf

a = Wasser zuführende Rohre, b = Dampf erzeugende Rohre, c = Gasbrenner

Vorschaltturbine austretende Dampf weiter verwandt wird, wird er in einem Zwischenüberhitzer *h* auf 450° erwärmt.

Als Vorteile dieser Anlage werden angegeben die selbsttätige Regelung der Menge nach der erzeugten Leistung, wobei nur die Beheizung geändert werden muß, die selbsttätige Anpassung der Wassermenge, der Wegfall von Armaturen für Hochdruckdampf, die geringe Explosionsgefahr infolge geringer, aufgespeicherter Energie und die schnelle Leistungsregelung durch Änderung der Beheizung. Bei Dampfdrücken von 120 atü beträgt die Umfangsgeschwindigkeit des Rotors 160 m/s, so daß keine größeren Spannungen als 11 bis 12 kg/mm² auftreten. Infolge der geringen Rohrdurchmesser sind die Wärmespannungen unbedeutend. Auch diese Anlage läßt sich bei Kupplung mit einer schnellaufenden Turbine und einem Kondensator für Dampftriebwerke von Flugzeugen heranziehen.

Dampftriebwerk Wagner, Hochdruckdampf A.-G.

Von Wagner [11, 16] wurden Entwürfe für ein Dampftriebwerk bekannt, das sich in seinen Einzelheiten an die beim Schiffsbau gewonnenen Erkenntnisse anschließt und diese konsequent auf Lufttriebwerke anwendet. Wagner arbeitet mit Dampf von 100 atü und 600° C. Die gesamte Anlage soll zwei 3000-PS-Turbinen umfassen. Das Gesamtgewicht wird auf 1,2 kg/PS einschließlich Kondensator und Kessel mit Kesselinhalt geschätzt. Der Verbrauch soll etwa 220 g/PSh betragen. Der Kondensator ist im Flügel vorgesehen.

Schrifttumverzeichnis

[1] S. The Aeroplane 1938, S. 407.
[2] Entwicklungsmöglichkeiten der Gasturbine mit gleichbleibendem Druck. Le génie civil 1940, Nr. 7, 8, 9.
[3] Marguerre, Erfahrungen mit Hochdruckdampf in Detroit. Z. VDI 1934, S. 567.
[4] Fr. Münzinger, Leichte Dampfantriebe an Land, zur See und in der Luft. Verlag J. Springer, Berlin 1937.
[5] K. Imfeld und R. Roosen, Neue Dampffahrzeuge. Z. VDI Bd. 78 (1934) Nr. 3, S. 65/76.
[6] Meredith, Cooling of aircraft engines. ARC Rep. 1683.
[7] R. Wagner, Dampfturbinenanlagen für schnelle Zollwachschiffe. Z. VDI (1930) S. 1597.
[8] Wilson, Steam power plants in aircraft. NACA Techn. Note 239.
[9] Neue Dampfkraftanlage für Fahrzeuge. ATZ Jg. 42 (1939) Nr. 17, S. 485/86.
[10] Mit Dampf betriebene Flugzeuge (Besler-Flugzeug). Koralle Jg. 1933, S. 543.
[11] M. Précoul, L'utilisation des turbines à vapeur dans l'aéronautique. Aérophile Jg. 44 (1936) S. 132/33.
[12] A. Collina, A steam power plant for aircraft. Aviation Engineering Bd. 7 (1932) Nr. 6, S. 10/11.
[13] Motore a vapore per aeronautica. Rivista aeronautica 1932/II, S. 599.
[14] W. Brobeck, Steam Power and Aircraft. Amer. Soc. of Mech. Eng. Aeron. and Hydraul. Div. Summer Meeting 1934, Preprinted Papers, S. 191.
[15] Dampfantrieb in Flugzeugen. Z. VDI Bd. 78 (1934) Nr. 50, S. 1546.
[16] O. R. Thomson, Dampfturbinen für Luftfahrzeuge. Luftwissen Jg. 1 (1934) Nr. 4, S. 97.
[17] W. Wagner, Flugzeug mit Dampfantrieb. Deutsche Wehr Jg. 41 (1937) Nr. 29, S. 465/66.
[18] Béchard, Le moteur à vapeur. Les ailes Jg. 18 (1938) Nr. 866, S. 6.
[19] Béchard, La chaudière rotative continue ses essais. Les ailes Jg. 17 (1937) Nr. 850, S. 7.
[20] Towards a steam-driven aeroplane. The Aeroplane Bd. 65 (1938) Nr. 1403, S. 452.
[21] H. Vorkauf, Dampferzeuger mit Turbine. Z. VDI Bd. 76 (1932) Nr. 41, S. 988.
[22] Neuartige Kondensationsdampfkraftanlagen. Nickel-Ber. Jg. 8 (1938) Nr. 7, S. 101/103.
[23] Grundsätzliches über Dampftriebwerke für Luftfahrzeuge. Luftwissen Jg. 1 (1934) Nr. 4, S. 95/96.

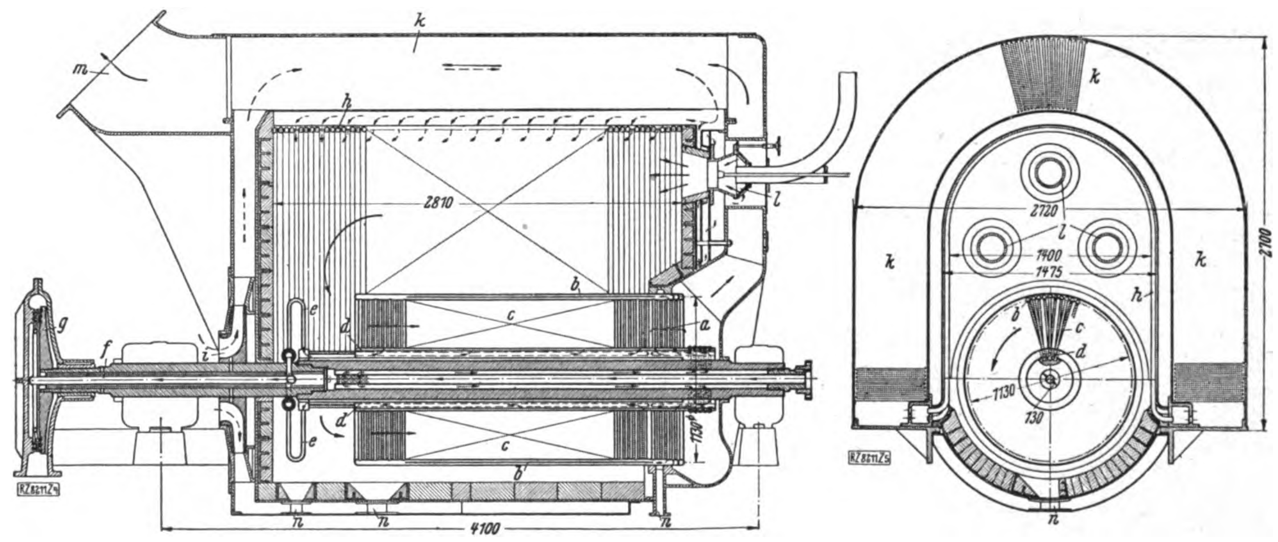


Abb. 15. Entwurf eines Dampferzeugers mit Vorschaltturbine nach Vorkauf. Drehzahl 3000 U/min, Dampfleistung 18 t/h, Dampfdruck vor den umlaufenden Düsen 120 at, Dampftemperatur vor den Düsen 380° C, Enddruck in der Turbine 25 at, Zwischenüberhitzungstemperatur 450° C. an der Kupplung verfügbare Leistung 500 bis 600 kW, Heizflächen: Verdampfer 66 m², Zwischenüberhitzer 35 m² (voller Umfang)

a = Wasserzuführungsrohre, b = Verbindungsrohre am Umfang, c = Verdampfrohre, d = Dampfsammelbohrung, e = Hochdrucküberhitzer, f = isoliertes Sammelrohr, g = Vorschaltturbine, h = Zwischenüberhitzer, i = Frischluftgebläse, k = Lufterhitzer, l = Brenner, m = Abgasstutzen, n = Aschen- und Staubfangtrichter

Neues Arbeitsverfahren bei Flickenleimung

Für die Ausbesserung beschädigter Stellen an Sperrholzflächen vor allem bei Flugzeugen ist von Dipl.-Ing. *Hagans* eine neue Vorrichtung entwickelt worden, die unter dem Namen „Nadelzwinge" bekannt ist.

Vor allem wird im Segelflugzeugbau, aber auch bei allen Motorflugzeugen der Holz- und Gemischbauweise eine Vorrichtung benötigt, mit der eine einwandfreie Leimung innerhalb kürzester Zeit bei Montage und Instandsetzung kleiner Durchbrüche in der Holzbeplankung möglich ist. Die Festigkeit an und in der Leimstelle darf hierbei nicht leiden, und es dürfen nach der Leimung keine Fremdkörper zurückbleiben. Für die Ausbesserung von Schäden waren bisher vor allem zwei Verfahren üblich.

1. Bei Löchern in Tragflügeln kann die Leimung eines aufgesetzten Flickens deshalb nicht sachgemäß ausgeführt werden, weil man von der Innenseite nicht gegenhalten und somit keine Pressung in die Leimstelle hineinbringen kann. Es muß daher der Flicken bis zur nächsten Rippe oder Holm ausgedehnt werden, wo sich die Gelegenheit zum Nageln bis zur Trocknung bietet. Diese Arbeitsweise erfordert einen großen Werkstoffaufwand und wurde verbessert durch Unterkleben der Bruchstelle.

2. Unter die ausgearbeitete Durchbruchstelle wurde ein ringförmiges Stück geleimt, das durch seine Aussparung die Anpressung mittels Schraubzwingen zuließ. Nach erfolgter Trocknung dieser Leimung konnte nun der eigentliche Flicken aufgesetzt werden. Hierdurch geht viel Zeit verloren, wenn auch an Werkstoff gespart worden ist.

Beide Nachteile besitzt die Nadelzwinge nicht.

Es wird auch hier der übliche Flicken in der am Rande ausgeschärften Form auf die entsprechend ausgearbeitete Beschädigung aufgesetzt, jedoch mit Nadelzwingen zusammengepreßt. Die Nadelzwingen (s. Abb. 1) bestehen aus einem dünnen Schaft mit Gewinde am Ende, aufgesetzter Mutter und einem schwachen Ansatz am spitzen Kopf, hinter dem ein rundes Öhr zur Aufnahme eines stärkeren Zwirnfadens durchgebohrt ist. Die Nadelzwinge wird nun durch die Leimnaht durchgestoßen, was infolge der scharfen Spitze von etwa 1,2 mm Durchmesser und dem günstigen Druck auf das am Gewindeende sitzende Heft ohne weiteres gelingt. Der Faden hängt dabei aus dem durchgedrückten Loch heraus. Durch Drehung der Nadel wird jetzt der Faden um die Nadel auf der unzugänglichen Seite der Beschädigung gewunden. Beim Zurückziehen der Nadel und fortwährender Drehung wird der Faden gegen den Kopfansatz und schließlich als Wulst von innen gegen die Arbeitsstelle gedrückt. Jetzt ist ein Widerlager vorhanden, das sich obendrein weich an die meist sehr dünnen Holzschichten legt. Die Nadelzwinge kann nicht mehr herausgezogen werden. Zur Erzeugung der Pressung wird nun auf der Oberseite eine Abstandhülse z. B. aus Holz an die Zwinge gesetzt und mit der am Schaftende sitzenden Mutter angezogen. Der Druck kann durch das Gewinde sehr feinfühlig eingestellt werden. Man kann zweckmäßig auf größere Längen unter die Hülsen eine Leiste in Breite der Schäftung legen (Abb. 2) und spart damit Nadelzwingen bei gleichzeitigem Gewinn an sehr gleichmäßigem Druck.

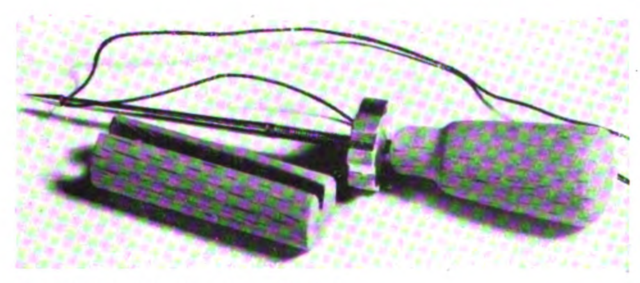


Abb. 1. Nadelzwinge (nat. Größe)

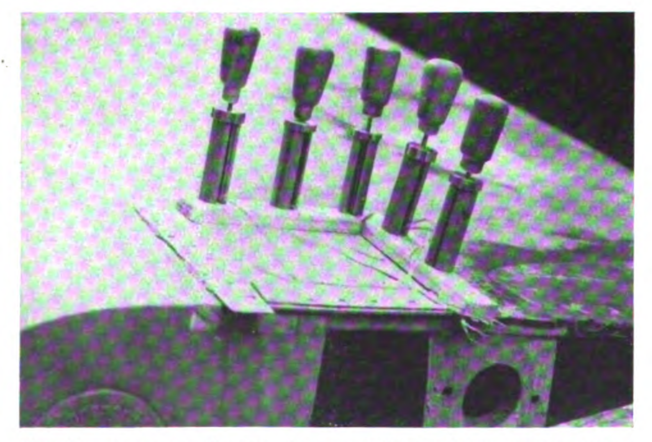


Abb. 2. Angesetzte Nadelzwingen mit Druckleiste. Gleichzeitige Leimung nach altem Nagelverfahren

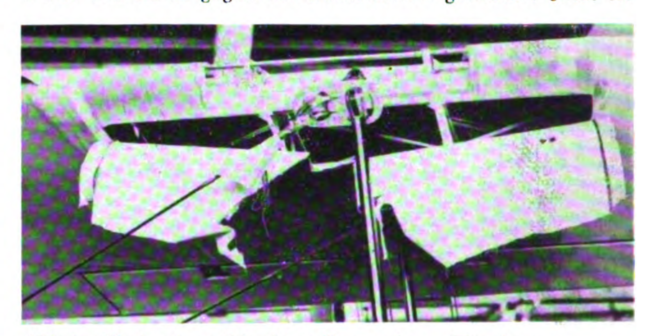


Abb. 3. Vorbereitete Schadenstelle an oberer Flügelnase

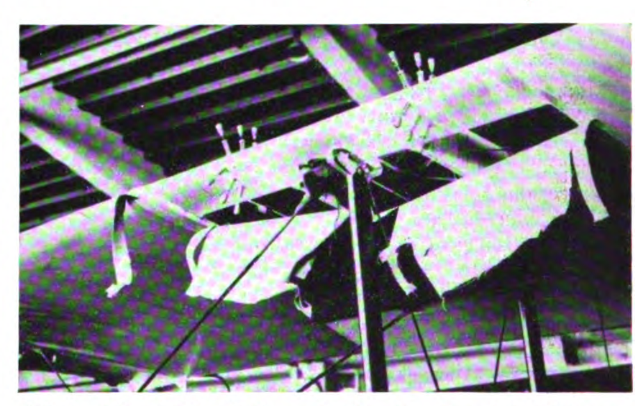


Abb. 4. Die gleiche Stelle nach Abb. 3 während der Leimung mit Nadelzwingen

Nach der Trocknung der Leimung, die nicht mehr Werkstoff wie unbedingt nötig und keine verdoppelte Zeit braucht, wird auf dem umgekehrten Wege jede Nadelzwinge wieder entfernt. Die Mutter wird gelöst und die Nadel unter entgegengesetzter Drehung bei gleichzeitigem Zug am heraushängenden Faden herausgeführt. Etwa angeleimte Fäden — es kommt sehr selten vor — reißen dabei ab und verbleiben im Nadelloch ohne zu stören. Die Nadellöcher haben infolge der spanlosen Erzeugung nach Schluß der Arbeit etwa 0,8 bis 1,0 mm Durchmesser und werden bei der Konservierung der Flickstelle mit Farbe zugesetzt, um das Eindringen von Feuchtigkeit zu vermeiden.

Ein besonders eindringliches Beispiel für die Vorteile der Anwendung von Nadelzwingen zeigen Abb. 3 u. 4 (Reparatur der Flügelnase eines linken, oberen Tragflügels).

Die Nadelzwingen können nach Verwendung wieder eingesetzt werden und halten bei entsprechender Behandlung fast unbegrenzt.

Kritische Belastung und Bruchfestigkeit von Flugwerkskugellagern

von Dr.-Ing. H. PERRET, Schweinfurt

Da die allgemeinen Angaben über die Tragfähigkeit von Wälzlagern die besonderen Bedingungen nicht berücksichtigen, die bei Lagern im Flugwerksbau vorliegen, wurden Versuche durchgeführt, bei denen Belastung und Bewegung unmittelbar den Verhältnissen bei Flugwerkskugellagern angepaßt wurde. Während die übliche dynamische Tragfähigkeitsberechnung von Kugellagern und Rollenlagern die Ermüdung des höchstbeanspruchten Lagerteiles bei ständig wiederholter gleichartiger Beanspruchung beim Umlauf berücksichtigt, leitet sich die „statische Tragfähigkeit" von der Meßbarkeitsgrenze bleibender Verformungen in stillstehenden Lagern ab. Demgegenüber ist bei Flugwerkskugellagern einerseits zwar eine Bewegung vorhanden, die Lager laufen aber normalerweise nicht um, sondern führen nur Schwenkbewegungen aus; außerdem ist die Höchstbelastung nicht mit den Bewegungsverhältnissen im Lager in Verbindung zu bringen. Es muß jedoch damit gerechnet werden, daß die Lager sich auch unter der Höchstbelastung bewegen.

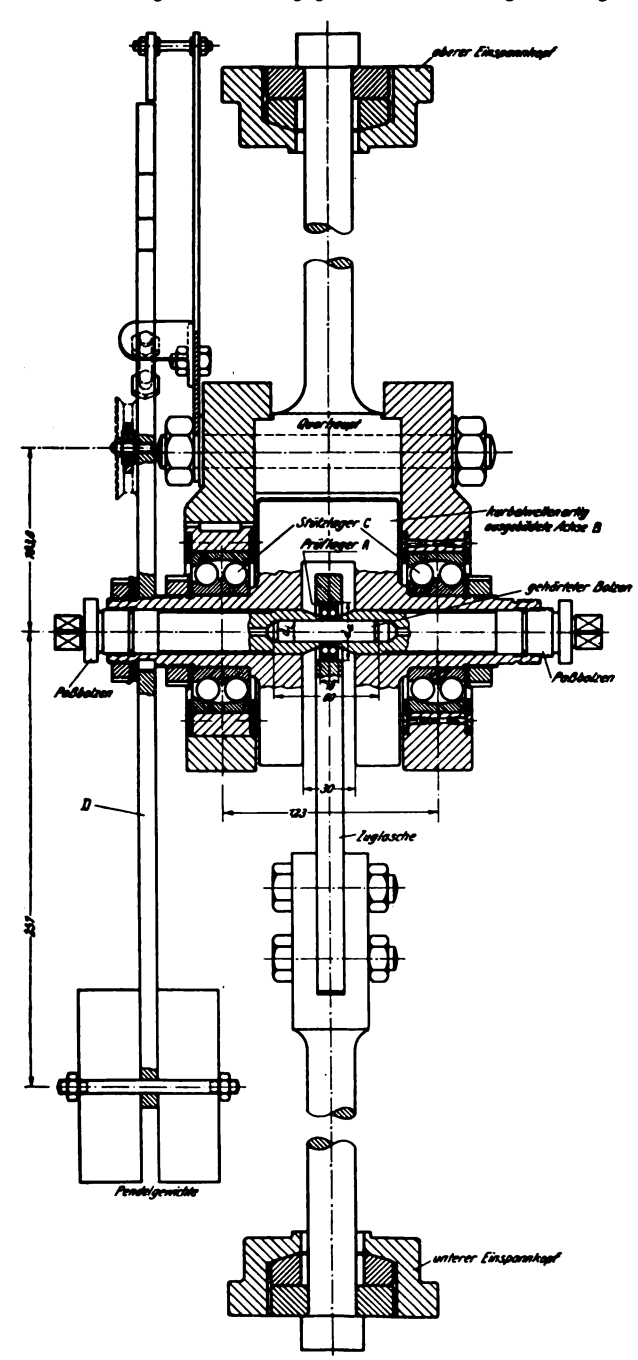


Abb. 1. Prüfvorrichtung für Flugwerkskugellager

Aus dieser besonderen Eigenart der Betriebsverhältnisse ergibt sich, daß in Flugwerkslagern wesentlich stärkere bleibende Verformungen zulässig sind als bei Belastung im Stillstand bei Ausnutzung der statischen Tragfähigkeit. Da die Lager nie mit hoher Drehzahl umlaufen, fällt die Beschränkung der zulässigen Größe der Laufbahnverformung weg, die dadurch gegeben ist, daß diese Verformungen im allgemeinen Maschinenbau nur so klein sein dürfen, daß nach Entlastung und Umlauf mit beliebigen Drehzahlen das Lager keine Veränderung seiner Laufeigenschaften erfährt. Schließlich muß im Flugzeugbau überall Gewicht gespart werden und infolgedessen müssen auch die Lagerstellen in der Zelle so klein und leicht wie möglich sein. Dies aber bedingt wiederum eine sehr hohe Ausnutzung der gegebenen Festigkeit aller Bauelemente und damit auch der Tragfähigkeit der Kugellager.

Es ist nun aber nicht ohne weiteres möglich, für Lager die Tragfähigkeitsangaben in ähnlicher Form zu machen, wie es nach den „Vorschriften für die Festigkeit von Flugzeugen" für statisch beanspruchte Bauelemente festgelegt ist. Ein Lager soll als Element zur Erzielung einer leichtgängigen Bewegung diese Eigenschaft möglichst behalten. Die Bruchfestigkeit und eine hiervon abgeleitete „zulässige Belastung" ist deshalb als Ausgangspunkt für die Angabe von Tragfähigkeitszahlen ungeeignet, da der Bruch eines Lagerteiles die Lagerstelle unbeweglich macht, also blockiert. Dagegen ist jedoch je nach Bemessung der Einbauteile eine völlige Lösung der Verbindung, in welche das Lager eingebaut ist, noch nicht zu erwarten.

Andererseits sind die Versuchsunterlagen, welche zur Festlegung der Lagertragfähigkeitszahlen geführt haben, wie sie für den allgemeinen Maschinenbau, und zwar in fast allen Fällen für stetig umlaufende Bewegungen üblich sind, für Flugwerkslager gleichfalls nicht zu verwenden, weil diese im allgemeinen für ein Lager vorauszusetzenden Betriebsbedingungen im Flugwerk nicht vorkommen. Es sind deshalb besondere Versuche zur Feststellung des Verhaltens von Kugellagern bei den Betriebsbedingungen durchgeführt worden, wie sie im Flugwerk vorhanden sind. Zu diesem Zweck wurden die Prüflager in eine Vorrichtung eingebaut, wie sie in Abb. 1 dargestellt ist. Das Prüflager *A* sitzt hier in der Achse einer kurbelwellenartig ausgebildeten Vorrichtung *B*, die ihrerseits in zwei Stützlagern *C* zwischen den Einspannköpfen einer Zerreißmaschine drehbar gelagert ist. Die Achse *B* trägt an einer Seite ein Pendel *D*, bei dessen Bewegung sowohl das Prüflager als auch die Stützlager gedreht werden. Die Form der Prüfvorrichtung gestattet nur eine schwingende Bewegung. Da aber eine solche in der Praxis bei Flugwerkskugellagern nur vorkommen kann, entsprechen die Prüfbedingungen dem praktischen Betrieb. Die Größe der Stützlager ist so gewählt, daß sie auch bei der größten Belastung, welche in der Prüfvorrichtung ausgeübt werden kann, keine bleibenden Verformungen in ihren Laufbahnen erfahren.

Die Untersuchung der Lager in dieser Vorrichtung erfolgt so, daß durch die Zerreißmaschine auf die Prüflager bestimmte Belastungen ausgeübt wurden, worauf das Pendel, das vorher bis zu einem festen Anschlag angehoben war, losgelassen wurde. Das Pendel führt sodann normale Schwingungen aus, die jedoch mehr oder weniger schnell

abklingen, je nachdem welche Dämpfungseinflüsse für die Pendelbewegung vorhanden waren. Bei den Prüfungen zeigte sich nun, daß die Pendelschwingungen um so schneller zum Stillstand kamen, je stärker das Prüflager belastet wurde. Die Steilheit der Ausschwingungskurven ist deshalb ein brauchbares Mittel zur Messung des Reibungswiderstandes im Prüflager. Dies hat den Vorteil, daß man den Reibungswiderstand unmittelbar in Abhängigkeit von einer Größe angeben kann, die an der Versuchsvorrichtung direkt festzustellen ist. Eine Errechnung des unmittelbaren Reibungswiderstandes ist also nicht erforderlich.

Abb. 2 zeigt die mit dem Lager 1201 Din 625 aufgenommenen Ausschwingungskurven bei einer Belastung von 600 und 1600 kg und es ist aus diesem Beispiel zu erkennen, wie sich die Schwingungskurve verändert. Die als Maß für die Reibung gewählte Steilheit der Ausschwingungskurve wird durch den Winkel der in beiden Skizzen der Abb. 2 eingetragenen Hülltangenten an die Schwingungslinien zum Ausdruck gebracht.

Abb. 3 zeigt nun wiederum als Beispiel die Ergebnisse der mit dem Lager 1201 durchgeführten Versuche. Die in Abhängigkeit von der Lagerbelastung und der Steilheit der Ausschwingkurve eingetragenen Versuchspunkte ergeben unter Berücksichtigung ihrer Streuung eine Kurve, die in diesem Fall bei 1000 kg einen ausgeprägten Knick zeigt. Diese Stelle der Kurve zeigt für die Abhängigkeit zwischen der Reibung und der Belastung die Grenze zwischen zwei verschiedenen Gesetzmäßigkeiten, indem bei kleineren Belastungen unter dem überwiegenden Einfluß des Rollwiderstandes die Kurve wesentlich flacher ansteigt als bei großen Belastungen, wo neben dem Rollwiderstand in ständig zunehmendem Maße der Verformungswiderstand des Werkstoffes die Gesamtreibung des Lagers bestimmt.

Die Belastung, welche dieser durch einen Knick gekennzeichneten Stelle entspricht, soll mit „kritische Belastung P_k" bezeichnet werden.

In diesen Versuchen sind mehrere Lager einer Type bei Pendelbewegung einer ständig steigenden Belastung unterworfen. Hierbei wurden folgende Mittelwerte gefunden:

Pendelkugellager 13 301
DIN 630 . . . . . kritische Belastung 600— 620 kg
Pendelkugellager 14 C 6
DIN L 89 . . . . . kritische Belastung 580— 620 kg
(Die Kugelsätze und Außenringe von 13 301 und 14 C 6 sind gleich.)

Pendelkugellager 13 303
DIN 630 . . . . . kritische Belastung 720— 740 kg
Pendelkugellager 18 C 8
DIN L 89 . . . . . kritische Belastung 875— 930 kg
Pendelkugellager 1201
DIN 630 . . . . . kritische Belastung 1025—1075 kg
Pendelkugellager 24 C 12
DIN L 89 . . . . . kritische Belastung 980—1025 kg
(Die Kugelsätze und Außenringe der Lager 1201 und 24 C 12 sind gleich.)

Aus diesen Werten für die kritische Belastung P_k, die außerdem durch Messung des statischen Reibungsmomentes bestätigt wurde, läßt sich jeweils die dabei auftretende kritische Kugelhöchstbelastung im Scheitel der belasteten Zone aus der üblichen Stribeckschen Beziehung

$$Q_{ok} = 5\, P_k / z \qquad (1)$$

errechnen. Damit ist die Kugelkraft gegeben, welche auf die Kugelsätze der verschiedenen Prüflager wirksam wird. Die Kugelsätze der Prüflager sind in Zahlentafel 1 zusammengestellt. Aus der nach Gleichung (1) errechneten Kugelhöchstkraft und den Kugeldurchmessern läßt sich die der kritischen Belastung entsprechende „kritische spezifische Pressung"

$$k_{ok} = Q_{ok} / D_w^2 \qquad (2)$$

errechnen. Die Werte, die sich für die drei geprüften Kugelgrößen in vier Prüflagertypen ergeben, können gleichfalls

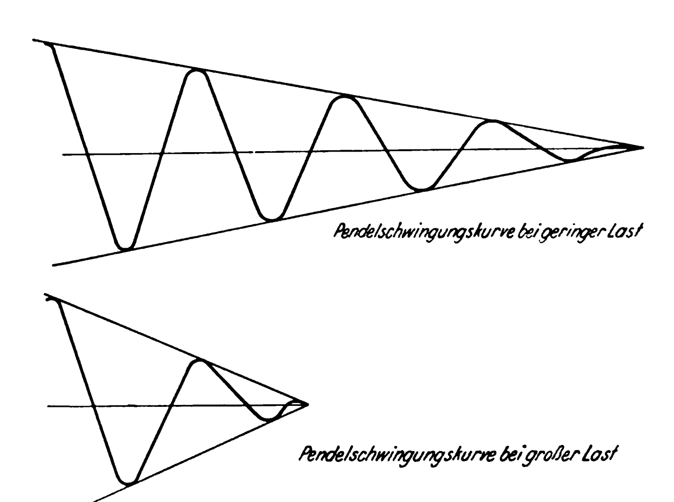


Abb. 2. Beispiel zweier Pendelschwingungskurven bei verschiedenen Prüflasten

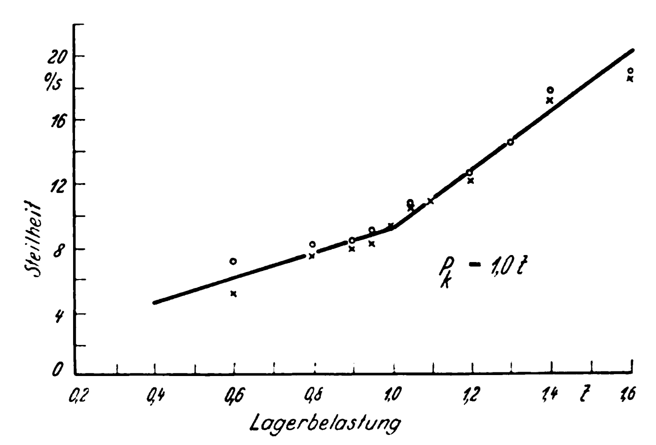


Abb. 3. Die Steilheit der Ausschwingungskurven in Abhängigkeit von der Last

Zahlentafel 1 entnommen werden. Sie sind in Abb. 4 zusammengestellt und durch einen Linienzug verbunden.

Die Zusammenstellung der Zahlen und Abb. 4 zeigen, daß die bei der kritischen Belastung zulässige spezifische Pressung bei kleinen Kugeln relativ größer ist, als bei größeren Kugeln. Da in Flugwerkslagern nur eine beschränkte Anzahl Kugelgrößen verwendet werden und die hier vorliegende Betriebsweise (schwingende Lagerbewegung bei hoher Belastung) bei Flugwerkslagern vorherrscht, ist es notwendig, für die in diesem Anwendungsgebiet vorkommenden Kugelgrößen nach dem Versuchsergebnis eine Funktion abzuleiten, die die Berechnung der kritischen Lagerbelastung auch bei anderen Lagergrößen zuläßt.

Die einfachste Darstellung der gesuchten Funktion wäre eine Gerade nach der Gleichung

$$k_{ok} = 32{,}5 - 4{,}5\, D_w \qquad (3)$$

Zahlentafel 1

Lager	Kugelsatz		P_k	Q_{ok}	k_{ok}
13 301 14 C 6	2 × 8	1/8" 3,18 mm	605	190	18,8
13 303	2 × 10	1/8" 3,18 mm	705	176	17,5
18 C 8	2 × 9	5/32" 3,97 mm	840	233	14,8
1201 24 C 12	2 × 10	3/16" 4,76 mm	1000	250	11

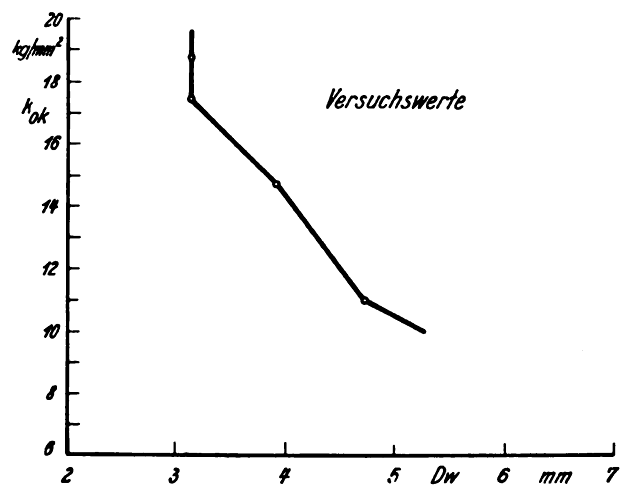


Abb. 4. Versuchswerte der kritischen spezifischen Pressung bei verschiedenen Kugelgrößen

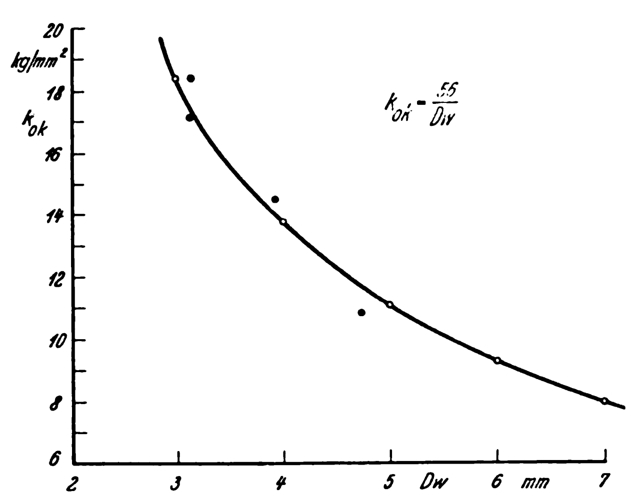


Abb. 5. Versuchswerte und Kurve der kritischen spezifischen Pressung nach Gleichung (4)

Diese Gleichung hat aber nur für den Bereich von 3 bis 5 mm Kugeldurchmesser Gültigkeit. Schon bei $D_w = 7{,}2$ mm würde $k_{ok} = 0$ werden, wodurch die Unbrauchbarkeit der Gleichung (3) nachgewiesen ist, da in Flugwerkslagern Kugeln bis 8 mm vorkommen.

Weiter ist eine sehr einfache Funktion aufzustellen, wenn der Geltungsbereich $D_w = 3$ bis $D_w = 8$ mm als Hyperbelbogen aufgefaßt wird. Bei dieser Darstellungsweise stimmt die Gleichung

$$k_{ok} = 56/D_w \tag{4}$$

mit der Verbindungslinie der Versuchspunkte am besten überein, wie aus Abb. 5 entnommen werden kann, in welcher die theoretische Kurve nach (4) und die Versuchspunkte nach Abb. 3 bzw. Zahlentafel 1 dargestellt sind.

Nach den Beobachtungen an den Prüflagern kennzeichnet die kritische Belastung Q_{ok} einen Spannungszustand im Lager, bei dem ein Übergang stattfindet, indem zunächst vorwiegend der Rollwiderstand für das Ausschwingen der Pendelbewegung maßgebend war, während nach Überschreitung der kritischen Belastung außer dem Rollwiderstand zusätzlich der Verformungswiderstand des Werkstoffes sich bemerkbar macht. Für die praktische Anwendung der Lager im Flugwerk heißt dies, daß die Lager unbedenklich beliebig oft Kräften ausgesetzt werden können, die unterhalb der kritischen Belastung liegen. Die Verhältnisse im Lagerinneren ändern sich hierbei praktisch nicht.

Werden jedoch bei der im Flugwerk vorherrschenden schwingenden Bewegung die Lager so hoch belastet, daß die kritische Belastung überschritten wird, so treten bleibende Verformungen in den Laufbahnen auf, die sich bei genügend großem Ausschwingwinkel zu einer Umdrehungsfläche erweitern, so daß sich eine Vergrößerung des Radialspieles der Lager ergeben muß. Da diese durch den Betrieb hervorgerufene Änderung der Lagerinnenkonstruktion Verhältnisse bedingt, die dem Lager andere Eigenschaften gibt als sie beim Entwurf der Lagerkonstruktion beabsichtigt waren, ist nach Möglichkeit bei der Auswahl der Lager darauf zu achten, daß im Betrieb eine Überschreitung der kritischen Belastung nicht vorkommt. Die Lager werden jedoch nicht sofort unbrauchbar, wenn die kritische Belastung gelegentlich überschritten wird, es ist vielmehr zu erwarten, daß unter allmählicher Vergrößerung des Lagerspieles eine Kaltverfestigung der von den Kugeln belaufenen Teile der Laufbahnen eintritt, die grundsätzlich eine Weiterverwendung des Lagers als Bauelement zur Ermöglichung einer leichtgängigen Bewegung gestattet, jedoch muß hierbei in Kauf genommen werden, daß bei häufig wiederholter Überschreitung der kritischen Belastung der „tote Gang" einer Gestängeleitung oder dgl. größer wird und unter Umständen unerwünscht hohe Werte annehmen kann.

Durch diese Folgerungen aus den Versuchen und der vorstehend erläuterten Auswertung sind bereits Hinweise für die praktische Anwendung von Kugellagern im Flugwerk gegeben. Es erscheint jedoch zweckmäßig, noch einen Vergleich der neu gefundenen Werte mit den für den allgemeinen Maschinenbau maßgebenden Belastungen durchzuführen, die zur Festlegung des Begriffes der „statischen Tragfähigkeit C_0" geführt haben, wofür in den Wälzlagerkatalogen Zahlenwerte angegeben werden. Die statische Tragfähigkeit C_0 ist durch eine Belastung des Lagers im Stillstand gekennzeichnet, bei welcher die bleibenden Verformungen der Laufbahnen so klein sind, daß bei Entlastung und späterem Umlauf der Lager mit beliebig hohen Drehzahlen praktisch keinerlei Beeinträchtigung der Laufeigenschaften zu erwarten ist. Die angegebenen Werte für die kritische Belastung liegen weit über diesen für die Zwecke des allgemeinen Maschinenbaues festgelegten Zahlen für die statische Tragfähigkeit C_0. Zahlentafel 2 zeigt eine Gegenüberstellung der Werte für die statische Tragfähigkeit und der kritischen Belastung für die genormten Flugwerkslager. Wesentlich ist, daß das Verhältnis P_k/C_0 bei den verschiedenen Lagergrößen nicht gleich ist. Während nämlich bei der statischen Tragfähigkeit C_0 unabhängig von der Lagergröße und damit der Kugelgröße eine bestimmte spezifische

Zahlentafel 2. Pendelkugellager

Type	z	D_w		P_k		C_o	P_k/C_o	P_b	$S_b = P_b/P_k$
		"	mm	R	V				
13 301 10 C 6 14 C 6	16	1/8	3,18	570	605	63	9,0	630	1,1
13 303 14 C 8	20	1/8	3,18	710	705	78	9,1	780	1,1
18 C 8	18	5/32	3,97	800	840	110	7,3	1 100	1,38
1200 20 C 12	18	3/16	4,76	960	—	160	6,0	1 600	1,5
1201 24 C 12	20	3/16	4,76	1060	1000	180	5,9	1 800	1,7
1202	20	7/32	5,56	1220	—	240	5,1	2 400	1,97
1203	24	7/32	5,56	1500	—	290	5,2	2 900	1,94
1204	24	1/4	6,35	1700	—	375	4,5	3 750	2,20
1205	24	9/32	7,14	1900	—	475	4,0	4 750	2,50
1206	28	5/16	7,94	2500	—	685	3,6	6 850	2,74
1207	32	5/16	7,94	2850	—	785	3,6	7 850	2,76
1208	34	11/32	8,73	3350	—	1000	3,3	10 000	2,98

P_k R = errechnet, V = Versuchsergebnis

Pressung zulässig ist, gilt für die kritische Belastung, daß die entsprechende spezifische Pressung bei kleinen Kugeln mit abnehmendem Kugeldurchmesser zunimmt. Da Flugwerkslager normalerweise nicht umlaufen, sondern nur Schwingbewegungen ausführen, entfällt für dieses Anwendungsgebiet die Beschränkung, die im allgemeinen für die Festlegung der statischen Tragfähigkeit C_0 gilt. Die Versuche zur Ermittlung der kritischen Belastung sind aber nun bewußt unter möglichst genauer Nachahmung der Bewegungsverhältnisse bei Flugwerkslagern durchgeführt worden, so daß also für diese und ähnliche Betriebsverhältnisse die in Zahlentafel 2 nach Gleichung (4) zusammengefaßten Werte für die Lager als zulässige Höchstgrenze angegeben werden können, bei welcher keine für den Betrieb nachteiligen Veränderungen im Lager zu erwarten sind.

Die Versuche, nach deren Ergebnissen die Gleichung (4) für die kritische spezifische Pressung aufgestellt wurde, sind nur mit Pendelkugellagern durchgeführt worden. Die Angaben der Zahlentafel 2 gelten also unmittelbar für die Lagerreihen 133 und 12 nach DIN 630 und für die Reihe C nach der Norm DIN L 89. Die außerdem für den Flugwerksbau zugelassenen Querlagerreihen EL und 160 nach DIN 625 sowie D nach DIN L 89 haben eine andere Innenkonstruktion. Bei Pendelkugellagern ist die Außenlaufbahn hohlkugelig, wobei ihr Mittelpunkt mit dem Lagermittelpunkt zusammenfällt. Die Innenlaufbahnen haben Rillen, deren Krümmungsradius etwas größer als der Kugelradius ist. Bei den Versuchen wurde festgestellt, daß die Verformungen, welche nach Überschreitung der kritischen Belastung die Bewegung des Lagers in zunehmendem Maße hemmen, sich fast ausschließlich in der Außenlaufbahn befanden. Für Pendelkugellager ist damit nachgewiesen, daß die Berührungsstelle zwischen Kugeln und Außenlaufbahn bei einer gegebenen Lagerbelastung die höchsten Beanspruchungen erfährt und somit zuerst verformt wird. Bei Rillenlagern ist demgegenüber die Form der Laufbahnen im Schnitt durch die Ringe an der äußeren und inneren Berührungsstelle gleich. Infolgedessen muß bei diesen Lagern an der Innenlaufbahn die höhere Beanspruchung vorliegen, weil in der Richtung der Laufbahn hier konvex-konvexe Berührung vorliegt, wogegen sie außen konkav-konvex ist. Diese bei Rillenlagern notwendigerweise höher beanspruchten Rillen am Innenring haben aber nun die gleiche Form und das gleiche Rillenübermaß wie bei Pendelkugellagern. Bei diesen haben sie sich gegen die Prüflasten als widerstandsfähiger erwiesen als die hohlkugelige Außenlaufbahn. Es muß also zulässig sein, Gleichung (4) auch für die Errechnung der kritischen spezifischen Pressung von Rillenlagern zu verwenden, wobei noch eine gewisse Sicherheit dadurch gegeben ist, daß ja bei den Versuchen mit Pendelkugellagern die Innenringrillen eine größere Tragfähigkeit zeigten, während sie bei Rillenlagern auf Grund ihrer Gestaltung die kleinere Tragfähigkeit haben müssen, die aber wiederum auf die Berührungsstelle einer einzelnen Kugel bezogen, größer sein muß als in der Außenlaufbahn eines Pendelkugellagers. Zahlentafel 3 gibt die nach dieser Überlegung für die Rillenlager im Flugwerksbau ermittelten Werte für die kritische Belastung und ihr Verhältnis zur statischen Tragfähigkeit. Diese Werte sind zum Unterschied von denjenigen der Zahlentafel 2 nur auf Grund der vorstehenden Überlegung errechnet; Versuchswerte konnten wegen der erforderlichen Vorarbeiten bei den zur Zeit bestehenden Verhältnissen nicht ermittelt werden. Es ist jedoch vorgesehen, die Versuche in dieser Richtung weiterzuführen.

Für die Belastung von Kugellagern im Flugwerk ist nun auch eine Grenze festzustellen, bei welcher der Bruch des Lagers bzw. seine absolute Unbrauchbarkeit im Betrieb erwartet werden muß. Zu diesem Zweck wurden zunächst einige Versuchsreihen durchgeführt, in denen festgestellt werden sollte, in welcher Größenordnung die Bruchfestigkeit P_b etwa anzunehmen ist. Kleine Lager verschiedener Lagerarten wurden im Stillstand in eine Zerreißmaschine eingespannt, indem die Belastung einerseits über ein Gehäuse auf den Außenring und andererseits über ein Paar Zuglaschen und einen kurzen Bolzen auf den Innenring wirkte. Überraschenderweise zeigte sich zunächst, daß bei einer Tolerierung der Gehäusebohrung nach ISA K 7 die aus normalem Maschinenbaustahl angefertigten Teile zur Übertragung der Last brachen oder sich so stark verformten, daß die Versuche abgebrochen werden mußten, bevor irgendeine Beschädigung des Lagers eingetreten war. Nach diesen Erfahrungen wurde die Einspannvorrichtung wesentlich verstärkt und ihre Teile im Einsatz gehärtet. Der Zapfen des Lagers und der Zapfen zur Verbindung des Gehäuses mit der Zuglasche wurde verstärkt aus Chromstahl hergestellt und auf 55 Rc vergütet. Der gleiche Werkstoff und die gleiche Wärmebehandlung wurde für die Gehäuse angewandt, die als kreisrunde Scheiben mit einer zur Aufnahme des Lagers bestimmten Bohrung in der Mitte ausgeführt waren. Um weiter das Lager möglichst zu schwächen und dadurch den Bruch eines Lagerteiles herbeizuführen, bevor irgendwelche Teile der Versuchsvorrichtung beschädigt wurden, erhielt die Oberfläche der Gehäusebohrung eine Bearbeitung nach ISA H 7. Sie wurde also gegenüber dem Toleranzfeld der ersten mißlungenen Versuche erweitert. Es muß hier bemerkt werden, daß ISA H 7 die allgemein übliche Bohrungstoleranz für Kugellagersitze im Flugwerksbau ist. Bei den Versuchen wurde aber dieser Sitz gewählt, um eine absichtliche Schwächung des Lagers herbeizuführen, damit die Bruchfestigkeit überhaupt festgestellt werden konnte. Mit diesen Versuchsmitteln gelang es zum erstenmal, einen Bruch der Lager herbeizuführen. In allen Fällen trat die Zerstörung durch Springen der Außenringe ein, wobei beide Laufbahnen, und zwar sowohl am Innen- als auch am Außenring, starke Kugeleindrücke zeigten. Dies ist nach der Beschreibung der Versuche zur Feststellung der kritischen Belastung ja auch nicht anders zu erwarten. Die Versuche wurden mit Pendelkugel-

Zahlentafel 3a. Rillenkugellager

Type	z	D_w ″	D_w mm	P_k	C_o	P_k/C_o	P_b	$S_b = P_b/P_k$
EL 3	7	1/16	1,588	124	18	6,9	180	1,45
EL 4	6	3/32	2,38	156	34	4,6	340	2,18
EL 5	6	1/8	3,17	213	60	3,5	600	2,82
EL 6	6	5/32	3,96	266	95	2,8	950	3,58
EL 8	7	5/32	3,96	310	110	2,8	1 100	3,55
16 100	7	3/16	4,73	371	156	2,4	1 560	4,20
16 101	8	3/16	4,73	425	180	2,4	1 800	4,24
16 002	8	3/16	4,73	425	180	2,4	1 800	4,24
16 003	9	3/16	4,73	477	200	2,4	2 000	4,2
16 004	10	—	5,00	560	250	2,2	2 500	4,46
16 005	12	—	5,00	670	300	2,2	3 000	4,47
16 006	12	1/4	6,35	855	480	1,8	4 800	5,61
16 007	14	1/4	6,35	995	570	1,75	5 700	5,73
16 008	16	1/4	6,35	1140	640	1,8	6 400	5,61
16 009	15	9/32	7,14	1200	765	1,6	7 650	6,38
16 010	16	9/32	7,14	1280	815	1,6	8 150	6,36
16 011	16	5/16	7,93	1420	1000	1,4	10 000	7,05
16 012	17	5/16	7,93	1510	1080	1,4	10 800	7,15

Zahlentafel 3b. Rillenkugellager Reihe D DIN L 89

Type	z	D_w ″	D_w mm	P_k	C_o	P_k/C_o	P_b	$S_b = P_b/P_k$
D 10	15	1/8	3,175	535	150	3,55	1500	2,8
15	21	1/8	3,175	750	210	3,55	2100	2,8
D 20	25	1/8	3,175	890	250	3,55	2500	2,8
25	30	1/8	3,175	1060	300	3,50	3000	2,83
30	35	1/8	3,175	1240	350	3,54	3500	2,82
D 35	40	1/8	3,175	1420	405	3,50	4050	2,88
40	45	1/8	3,175	1600	455	3,50	4550	2,85
45	50	1/8	3,175	1780	505	3,50	5050	2,84
D 50	51		3,5	2000	570	3,50	5700	2,85
55	57		3,5	2240	700	3,20	7000	3,1
60	62		3,5	2430	760	3,20	7600	3,12

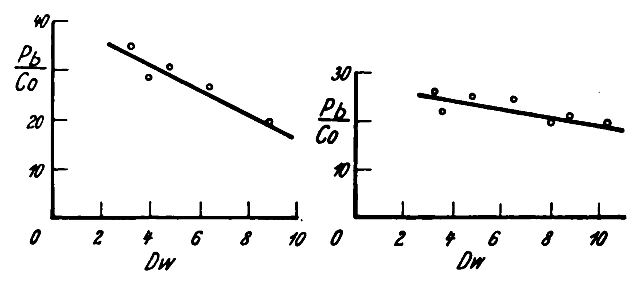


Abb. 6 und 7. Der Wert P_b/C_0 in Abhängigkeit von der Kugelgröße bei Pendellagern und Rillenlagern

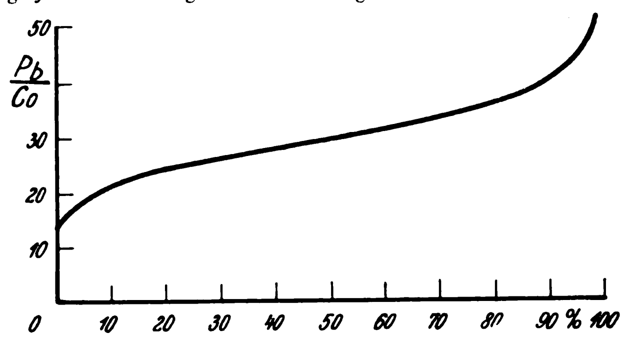


Abb. 8. Streuung von P_b/C_o für Pendelkugellager

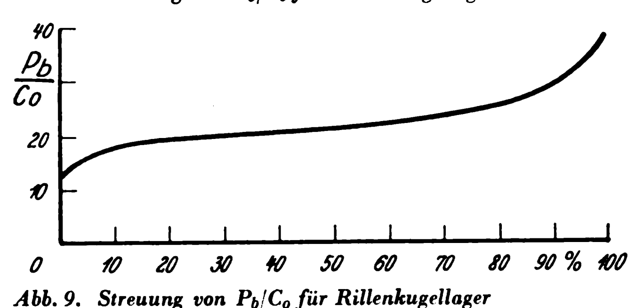


Abb. 9. Streuung von P_b/C_o für Rillenkugellager

lagern 1200 DIN 630 durchgeführt und ergaben folgende Werte:

Versuch 1	P_b = 7000 kg,	P_b/C_0 = 44
„ 2	„ = 7100 „	„ = 44,5
„ 3	„ = 7070 „	„ = 44,2
„ 4	„ = 5400 „	„ = 34,7
„ 5	„ = 5730 „	„ = 35,4

Die Versuchseinrichtung war bei diesen Versuchen in Ordnung geblieben, es fiel jedoch auf, daß die Veränderung der Bohrungstoleranz von K 7 auf H 7 eine derartige Schwächung der Lager herbeiführte. Diese Beobachtung gab Veranlassung, in das andere Extrem bezüglich des Gehäusesitzes überzugehen und die Lager möglichst fest in das Gehäuse einzusetzen. Hierfür wurde eine Bearbeitung der Gehäusebohrung nach ISA N 7 gewählt, wonach für den Manteldurchmesser der Pendelkugellager 1200 Untermaße von 0,007 bis 0,028 mm vorgeschrieben sind. Wie zu erwarten war, ergab sich eine wesentlich höhere Bruchfestigkeit, und zwar bei dem gleichen Lager im

Versuch 1	P_b = 10 000 kg,	P_b/C_0 = 62,5
„ 2	„ = 10 200 „	„ = 63,7
„ 3	„ = 10 000 „	„ = 62,5

Weitere Versuche konnten nicht mehr durchgeführt werden, da hier wiederum mit dem Bruch des Lagers die Versuchsvorrichtung beschädigt wurde. Die angegebenen Zahlen zeigen aber deutlich, wie wichtig für die Bruchfestigkeit von Lagern die Sitze in den Einbauteilen sind und daß besonders der Sitz in der Gehäusebohrung auf die Bruchfestigkeit einen großen Einfluß hat.

Um nun zu Zahlen zu kommen, welche für die Praxis Anhaltspunkte zur Beurteilung der Bruchfestigkeit geben, wurden im größeren Maßstab Versuche mit jeweils 100 Lagern der gleichen Type in Serien von je 10 Stück durchgeführt. Hierbei wurde der Einfluß der Einbautoleranzen berücksichtigt. Da ISA H 7 nach den vorstehenden Angaben ziemlich niedrige Bruchfestigkeitszahlen lieferte, N 7 aber andererseits in den meisten Fällen Einbauschwierigkeiten bedingen wird, wurde für diese größeren Versuchsserien eine Bearbeitung der Gehäusebohrungen nach ISA J 6 gewählt. Dieser Sitz ist einerseits fester als H 7 und hat außerdem ein kleineres Toleranzfeld, so daß mit einer größeren Gleichförmigkeit des Sitzes gerechnet werden kann. Weiter ist gegenüber K 7 der Vorteil gegeben, daß das Lager leichter einzubauen ist. Bei den im Flugwerksbau üblichen kleinen Lagern dürfte der Einbau in die zugehörigen Teile ohne Schwierigkeiten mit einem geeigneten Werkzeug, z. B. einer entsprechend ausgebildeten Zange, auch bei festeren Sitzen als üblich durchgeführt werden können. Ferner ist bei Pendelkugellagern im Flugwerk auch mit der besonders ungünstigen Bedingung zu rechnen, daß sie in ausgeschwenktem Zustand einer Belastung ausgesetzt werden, weshalb die Prüfungen zur Feststellung der Bruchfestigkeit bei einer Schiefstellung der Innenringachse im Verhältnis zur Außenringachse von 5° durchgeführt wurden. Bei diesen Lagern trat der Bruch fast stets am Außenring, in einzelnen Fällen auch am Innenring auf. Kugelbrüche kamen dagegen nicht vor. Die Versuchsergebnisse lassen sich gemäß Abb. 6 darstellen, wo die beobachteten Verhältniswerte zwischen der Bruchbelastung P_b zur statischen Tragfähigkeit C_0 in Abhängigkeit vom Kugeldurchmesser D_w dargestellt sind. Auch hier ist ähnlich wie bei Abb. 4 und 5 festzustellen, daß auch die Bruchbelastung bei kleineren Kugeln im Verhältnis zur statischen Tragfähigkeit höher liegt als bei größeren Kugeln. Abb. 7 zeigt dieselben Verhältnisse für Rillenlager, wo jedoch eine kleinere Neigung der Kurve als Funktion des Verhältnisses P_b/C_0 in Abhängigkeit von der Kugelgröße festzustellen ist.

Für die Bruchbelastung liegt also grundsätzlich die gleiche Beobachtung vor wie für die kritische Belastung, daß ein größeres Lager verhältnismäßig schwächer ist als ein kleineres Lager.

Um nach den Bruchbelastungen zu einheitlichen Angaben für alle Lagerarten zu kommen, ist es infolge der beobachteten großen Streuung der Prüfwerte nicht möglich, ohne weiteres von Mittelwerten auszugehen. Es sind deshalb in Abb. 8 für sämtliche geprüften Pendelkugellager und in Abb. 9 für sämtliche geprüften Rillenkugellager die Streuwerte angegeben. Die Darstellungen umfassen sowohl die Streuungen für die geprüften Lager der gleichen Lagergröße sowie auch die Streuung, welche sich infolge des Größenunterschiedes ergeben hat. Die Kurven zeigen, daß sowohl für Pendelkugellager als auch für Rillenlager eine genügende Sicherheit gegen Bruch vorhanden ist, wenn die größte auftretende Belastung den 10fachen Wert der statischen Tragfähigkeit unterschreitet, da die Bruchfestigkeit des kompletten Lagers bei allen Prüfungen über dem Wert $10\,C_0$ liegt. Für die Anwendung der Bruchfestigkeitsprüfungen in der Praxis kann diese Feststellung genügen. Die Abb. 8 und 9 zeigen wieder, daß bei Pendelkugellagern mit einem größeren Streubereich gerechnet werden muß als bei Rillenlagern, wie ja auch die Abb. 6 und 7 verschiedene Neigungen der Funktion für die Werte P_b/C_0 in Abhängigkeit von der Kugelgröße erkennen lassen.

Aus beiden Versuchsserien, welche einerseits zur Feststellung der kritischen Belastung bei Pendelkugellagern und andererseits zur Feststellung der Bruchfestigkeit von Rillenkugellagern und Pendelkugellagern geführt haben, lassen sich Tragfähigkeitszahlen der im Flugwerksbau zugelassenen Kugellagerarten aufstellen, die in den Zahlentafeln 2 und 3 zusammengefaßt sind. Die Tafeln geben gleichfalls Aufschluß über das Verhältnis der beiden Angaben für die Tragfähigkeit von Flugwerkslagern und damit über die bei den einzelnen Typen bei der kritischen Belastung gegebene Sicherheit gegen Bruch.

Flugzeugbeleuchtung

von Ing. G. REISBERG und Dipl.-Ing. E. RÖSLER, Berlin

Die Entwicklung der Flugzeuge ging dahin, immer größere Geschwindigkeiten zu erzielen. Dies ist nur dadurch möglich, daß die strömungstechnischen Forderungen genau eingehalten werden. Außerdem muß auf möglichst kleine Gewichte Wert gelegt werden.

Zur Erfüllung dieser Aufgaben werden nicht nur dem Flugzeugkonstrukteur, sondern auch dem Lichttechniker besondere Aufgaben gestellt, z. B. müssen die Stellungslichter, die in den Enden der Tragflächen eingebaut sind, möglichst klein gehalten werden. Trotzdem müssen aus Gründen der Verkehrssicherheit bestimmte lichttechnische Forderungen erfüllt werden. Das gleiche gilt auch für den Landescheinwerfer. Auch hier sollen bei möglichst kleinsten Abmessungen die größtmöglichsten Lichtstärken erzielt werden, da bei Vergrößerung der Geschwindigkeit auch die Landegeschwindigkeit größer wird. Der Flugzeugführer muß in der Lage sein, eine möglichst große Strecke beim Einschweben zu überblicken, um festzustellen, ob Hindernisse vorhanden sind.

Die Erfüllung dieser Bedingungen ist in sehr großem Maße von den zu verwendenden Glühlampen abhängig. Gleichzeitig dürfen die elektrischen Verhältnisse der Bordnetze sowie die starken mechanischen Beanspruchungen, denen die Lampen im Flugbetrieb ausgesetzt werden, nicht außer acht gelassen werden. Es ergeben sich daher für die Entwicklung der Glühlampen ganz besondere Aufgaben.

Elektrische Anforderungen

Alle Glühlampen werden an die in Flugzeugen vorhandene Bordnetzspannung angeschlossen. Die gebräuchlichen Spannungen sind 12 und 24 V. Als Stromquelle dient ein strom- und spannungsgeregelter Generator mit einer parallel geschalteten Batterie. Der Generator hat die Aufgaben, nicht nur die Stromverbraucher, also auch die Glühlampen zu speisen, sondern auch die Batterie aufzuladen. Der Spannungsregler des Generators wird daher im allgemeinen auf 14 bzw. 28 ... 29 V eingestellt. Alle Glühlampen also, die während des Fluges eingeschaltet sind, müssen diesen Betriebsbedingungen angepaßt werden. Aus diesem Grunde und unter Berücksichtigung des Spannungsabfalles in den Zuleitungen beträgt die Herstellungsspannung der Lampen, die an der Generatorspannung liegen, 13,5 bzw. 28 V. Dagegen werden die Lampen, die nur an der Batteriespannung liegen, für die Spannung 12 bzw. 24 V hergestellt. Dies trifft zu für die Landescheinwerfer, die bei der Landung eingeschaltet werden, da beim Einschweben des Flugzeuges der Generator nicht mehr am Bordnetz liegt.

Mechanische Anforderungen

Die Glühlampen müssen nicht nur den Erschütterungen im normalen Flugbetrieb gewachsen sein. Hinzu kommen noch die Stöße, die während des Startes beim Rollen über das Rollfeld und während der Landung beim Aufsetzen des Flugzeuges auf das Rollfeld auftreten. Im allgemeinen hat sich ergeben, daß die Lampen den mechanischen Ansprüchen genügen, wenn sie auf dem Prüfstand 24 Stunden lang mit einer Frequenz von 50 Hz bei einer Amplitude von $\pm$ 0,5 mm geschüttelt werden. Wenn man berücksichtigt, daß der Durchmesser des Leuchtkörperdrahtes, z. B. der 24 V 2 W-Lampe nur 0,0164 mm beträgt, so kann man ermessen, welche Kleinstarbeit bei der Fertigung der Lampe notwendig ist, um den Leuchtkörper so herzustellen, daß er den vorerwähnten Ansprüchen genügt.

Die lichttechnischen und beleuchtungstechnischen Anforderungen, die an die Glühlampen gestellt werden, werden bei der Betrachtung der verschiedenen Anwendungsgebiete genannt.

Kennlichter und Hecklicht

Für die Kennlichter, die in den Tragflächen eingebaut sind, sind besonders kleine Abmessungen erforderlich, wie überhaupt aus räumlichen und gewichtlichen Gründen stets kleinste Abmessungen und Gewichte nötig sind. Die Leistungsaufnahme der in diesen Leuchten verwendeten Glühlampen darf infolgedessen nicht zu hoch sein, da sonst bei den Glasfiltern infolge der Raumbeschränkung Temperaturen auftreten, bei denen sich die spektrale Durchlässigkeit der Filter ändert. Andererseits sollen die Stellungslichter aus größeren Entfernungen sicher erkannt werden, was dadurch erreicht wird, daß die Lichter eine bestimmte Lichtstärke aufweisen müssen. Von der IBK (Internationalen Beleuchtungskommission) wurden im Jahre 1935 die in Abb. 1 angegebenen Lichtverteilungen (ausgezogene Kurven) empfohlen. Daraus ergibt sich, daß bei klarer Luft die Lichter in 8 km Entfernung sicher erkannt werden sollen. Dies bedeutet, daß zwei Flugzeuge, die sich einander mit einer Geschwindigkeit von je 400 km/h nähern, von dem Erkennen der Stellungslichter des entgegenkommenden Flugzeuges ab gerechnet sich bereits nach 36 Sekunden auf gleicher Höhe befinden. In Wirklichkeit wird aber mit den zur Verwendung kommenden Lampen 24 V 25 W eine Lichtverteilung entsprechend der gestrichelten Kurve erzielt. Nach *Viehmann*[1]) werden die Lichter mit diesen Lampen bei gutem Wetter bereits auf etwa 20 km Entfernung erkannt. Um die Tragweite der Kennlichter bei schlechtem Wetter zu erhöhen,

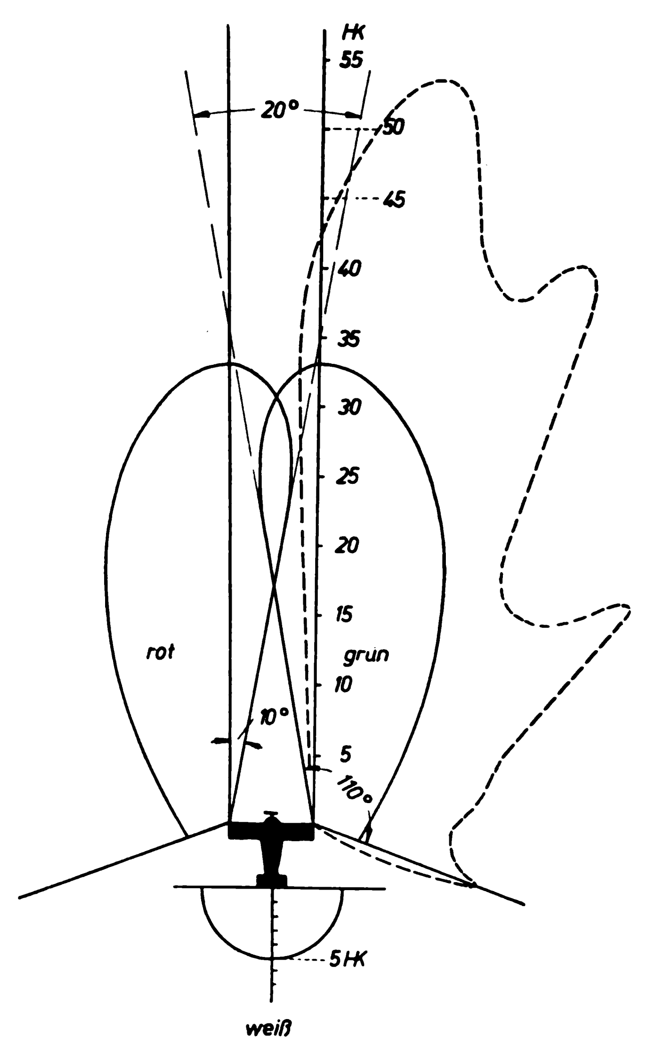


Abb. 1. Lichtverteilungen von Flugzeug-Kenn- und Hecklichtern

[1]) *H. Viehmann, ETZ 59 (1938), S. 361.*

müßten Lampen mit größerer Leistungsaufnahme verwendet werden. (Unter Tragweite ist die Entfernung zu verstehen, in der ein Licht bei Dunkelheit im menschlichen Auge noch einen deutlichen Lichteindruck hervorruft.) Diese könnten aber nicht mehr in den gewünschten kleinen Abmessungen gebaut werden. Infolgedessen wären größere Leuchten erforderlich, die aber aus den obengenannten strömungstechnischen Gründen nicht tragbar sind.

Um die erforderliche Lichtstärke der Kennlichter zu erhalten, ist es notwendig, Lampen mit möglichst hoher Leuchtdichte bei möglichst kleinen Leuchtkörperabmessungen zu verwenden. Der Entwicklung solcher Lampen insbesondere für 24 V-Bordnetze stellten sich zunächst große Schwierigkeiten in den Weg. Die Lampen mußten gleichzeitig den vorhergenannten mechanischen Ansprüchen gewachsen sein, ohne daß im Betriebe durch die Erschütterungen ein Windungsschluß innerhalb des Leuchtkörpers auftrat. Die Entwicklung führte zu einer Lampenausführung, bei der zwei Leuchtkörperteile zu je 14 V 12,5 W als Doppelwendeln in Kreuzform angeordnet und elektrisch in Reihe geschaltet sind. Infolge des geringen Spannungsabfalls jedes einzelnen Leuchtkörperteiles kann dieser klein gehalten werden und ist dadurch mechanisch wesentlich widerstandsfähiger. Die Länge jedes einzelnen Leuchtkörperteiles beträgt etwa 2,7 mm. Die von dem gesamten Leuchtkörper erzielte Leuchtdichte beträgt etwa 960 sb.

Für das weiße Hecklicht wird eine Lichtstärke von 5 HK in einem Winkelbereich von 180° gefordert. Diese Forderung wird mit mattierten 5 W-Lampen erfüllt.

In Zahlentafel 1 sind die Abmessungen und Daten der Lampen für Kenn- und Hecklichter (Abb. 2) zusammengestellt.

Zahlentafel 1. Abmessungen und Daten der Lampen für Kenn- und Hecklichter

Lampenart	Abmessungen Ø mm	Abmessungen Ges.-Lg. mm	mittl. Lichtstrom Hlm
12 V 20 W .... 24 V 25 W	25,5	45	380 365
12 V 5 W .... 24 V 5 W	18,5	35	49 47

Landescheinwerfer

Zur Unterstützung der Flugplatzbeleuchtung bei Nachtlandungen besitzen die Flugzeuge mindestens einen Scheinwerfer. Diese sind je nach dem Flugzeugmuster unter oder in der Stirnkante der Tragfläche eingebaut (Abb. 3). Im ersteren Falle kann er bei der Landung herausgeschwenkt werden. Bei größeren Flugzeugen wird häufig ein zusätzlicher Lande- und Suchscheinwerfer im Bug oder im Rumpf (Abb. 4 und 5) eingebaut. Für diese Scheinwerfer werden Scheinwerferanlagen mit einer Leistungsaufnahme bis 500 Watt verwendet (Abb. 6). Auch hier mußte bei der Entwicklung der Lampen besonderer Wert auf möglichst gedrängte Leuchtkörper gelegt werden, um eine hohe axiale Lichtstärke der Scheinwerfer zu erhalten.

In Zahlentafel 2 sind die Abmessungen und Lampendaten der Flugzeugscheinwerferlampen zusammengestellt.

Um möglichst viel Lichtstrom zu erfassen und für die Scheinwerferwirkung auszunutzen, werden die Scheinwerferlampen je nach der Konstruktion der Scheinwerfer mit einem Kuppen- oder Ringspiegel versehen. Man erhält dadurch einen Kugelspiegel, durch den das von dem Spiegel reflektierte Bild des Leuchtkörpers auf den Leuchtkörper selbst zurückgeworfen wird. Abb. 7 zeigt eine Lampe, die absichtlich so hergestellt wurde, daß das Spiegelbild sich nicht ganz mit dem Leuchtkörper deckt, um so die Wirkung des Kugelspiegels zu veranschaulichen. Hierdurch erzielt man eine Vergrößerung der Leuchtdichte des Leuchtkörpers und damit eine Vergrößerung der Reichweite des Scheinwerfers. Die Vergrößerung der Reichweite kann je nach der Lage des Spiegelbildes zum Leuchtkörper bis zu 40 % betragen. Gleichzeitig findet aber eine mehr oder weniger starke zusätzliche Aufheizung des Leuchtkörpers statt, je nachdem, ob das Spiegelbild einer Leuchtkörperwindung auf eine Windung selbst oder zwischen zwei Windungen zu liegen kommt. Im ungünstigsten Falle kann dadurch die

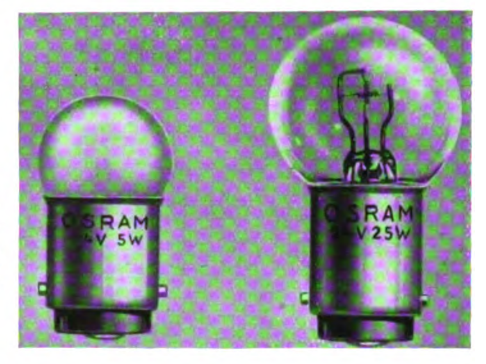


Abb. 2. Lampen für Kenn- und Hecklichter

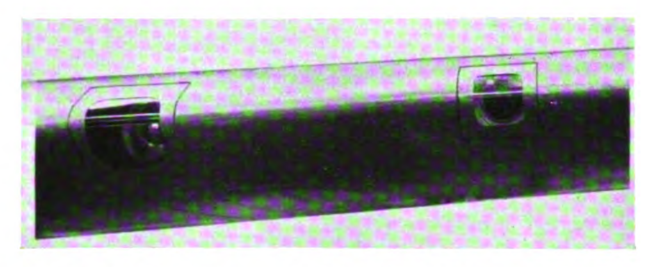


Abb. 3. In die Flügelnase eingebaute Landescheinwerfer

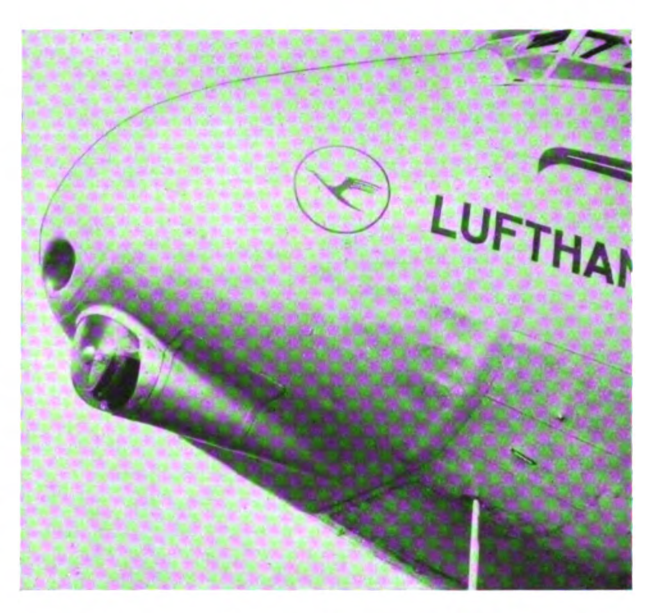


Abb. 4. Lande- und Suchscheinwerfer im Rumpfbug



Abb. 5. Landescheinwerfer, aufklappbar, im Rumpf

Zahlentafel 2.
Abmessungen und Lampendaten für Flugzeug-Scheinwerfer

Spannung V	Leistung W	Abmessungen ∅ mm	Abmessungen Ges.-Lg. mm	mittlerer Lichtstrom*) Hlm	Leuchtkörper-abmessungen mm
12 24	100	60	85	2 370 2 300	7 × 1,7 5 × 2,5
12 24	200	70	117	5 400 5 600	6,5 × 4,8 8 × 5,5
12 24	250	80	150	7 000 7 000	5,5 × 5,5 5,5 × 7,5
24	500	110	165	16 500	6,3 × 8,0

*) *Die Angabe des Lichtstromes bezieht sich auf die unverspiegelten Lampen.*

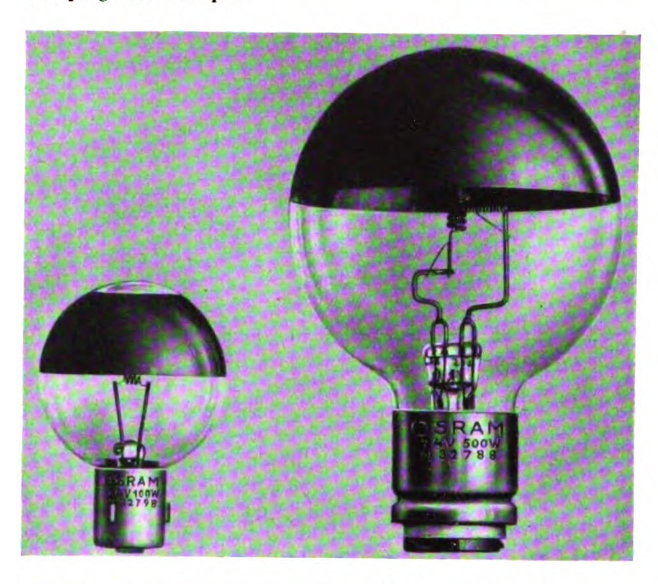




Abb. 6 (oben). Flugzeug-Scheinwerferlampen von 100 und 500 Watt

Abb. 7 (links). Zur Veranschaulichung der Wirkung des Kugelspiegels. Lampe, bei der sich das Spiegelbild nicht ganz mit dem Leuchtkörper deckt

mittlere Lebensdauer bis zu 50 % heruntergesetzt werden. Diese Verkürzung wird aber wegen der durch die Verspiegelung erzielten Reichweitenvergrößerung in Kauf genommen. Da der Lampenkolben aber keine ideale Kugel darstellt, sondern geblasen wird und nicht nachgearbeitet werden kann, ist die Güte des Kugelspiegels von der jeweiligen Kolbenform abhängig.

Führerraum-Beleuchtung

Auf die Beleuchtung der Fluginstrumente im Führerraum muß besonderer Wert gelegt werden, um dem Flugzeugführer die günstigsten Sehbedingungen zu ermöglichen. Es ist also notwendig, daß auf den Instrumenten eine ausreichende Beleuchtungsstärke vorhanden ist, die aber den verschiedenen Helligkeitszuständen von der Dämmerung bis zur völligen Dunkelheit angepaßt werden muß. Außerdem muß bei der Anordnung der Leuchten darauf geachtet werden, daß Blendung und Spiegelung an den Abdeckgläsern der Instrumente vermieden werden. Im Laufe der Zeit haben sich folgende Beleuchtungen als zweckmäßig erwiesen:

Für absoluten B l i n d f l u g, d. h. Flug bei Dunkelheit ohne Sicht, wird als notwendig betrachtet, den gesamten Führerraum hell zu erleuchten, um Instrumente, Bedienungshebel und auch Kartenmaterial klar übersehen zu können. Zu diesem Zwecke werden, um Blendung zu vermeiden, hinter den Führern ein oder zwei kleinere Reflektoren angebracht. Bestückt werden diese Strahler mit 20 Watt-Lampen.

Für F l u g b e i D u n k e l h e i t u n d E r d s i c h t und bei der Landung ist es wünschenswert, die Instrumentenskalen gut übersehen und ablesen zu können. Gleichzeitig muß der Flugzeugführer in der Lage sein, ohne daß die Adaptation des Auges eine zu lange Zeit in Anspruch nimmt, den Boden erkennen zu können, d. h. also, der Unterschied der Leuchtdichte der Geräte und der des Geländes darf nicht zu groß sein. Neuere Untersuchungen haben ergeben, daß für die Beleuchtung der Gerätebretter als Höchstwert etwa 5 Lux angenommen werden kann, wenn die Gerätebretter dunkel gehalten und schwarze Skalenblätter mit hellen Strichen und Ziffern gewählt werden.

Neuerdings werden zwei Beleuchtungsarten angewandt, deren Nebeneinanderbestehen als notwendige Ergänzung betrachtet werden muß.

Die i n d i r e k t e B e l e u c h t u n g d e r I n s t r u m e n t e n s k a l e n wird vorgenommen mit Lampen bis 3 Watt, welche unter einer Abdeckung des Instrumentenbrettes angebracht werden, so daß von dort ein geringer Teil des Lichtstromes im flachen Einfallswinkel auf die Instrumentenskalen fällt. Ein großer Teil des Lichtstromes gelangt durch Reflexion an den Abdeckgläsern der Instrumente auf die Skalen. Zur Anpassung der Beleuchtungsstärke an den jeweiligen Helligkeitszustand des Umfeldes kann die Beleuchtungsstärke mit Hilfe von Blenden oder durch Vorschaltung von Widerständen geregelt werden.

Bei der B e l e u c h t u n g m i t a n g e s t r a h l t e n L e u c h t s t o f f e n wird die Eigenschaft der Leuchtstoffe, kurzwellige, für das Auge unsichtbare Strahlung in langwellige, sichtbare umzuwandeln, benutzt. Die Anstrahlung erfreut sich seit ihrer probeweisen Einführung steigender Beliebtheit, da es hierbei möglich ist, nur die Geräte sichtbar zu machen, die der Flugzeugführer unbedingt überwachen muß, ohne durch störende Blendung oder Reflexe beeinträchtigt zu werden. Auch hier hat es sich als zweckmäßig erwiesen, die Intensität der Strahlung regelbar zu machen. Da dies elektrisch nicht möglich ist, ist man dazu übergegangen, die Leuchten mit einer entsprechenden Blende zu versehen, die auch eine vollständige Abblendung ermöglicht.

Es bedurfte einer langen Entwicklungszeit, eine für den genannten Zweck geeignete Quecksilberdampflampe zu schaffen. Die Lampe mußte an die gebräuchlichen 24 V-Gleichstrombordnetze angeschlossen werden können, konnten doch bisher Quecksilberdampflampen meist nur mit Wechselstrom betrieben werden. Die zum Betrieb dieser Lampen erforderliche Spannung betrug bisher mindestens 220 V.

Die Lampe mußte außerdem in ihren Abmessungen möglichst klein gehalten werden, da es häufig Schwierigkeiten bereitet, die Lampe einschließlich Leuchte infolge des geringen zur Verfügung stehenden Platzes unterzubringen. Die aus dieser Entwicklung hervorgegangene Lampe[2]) hatte einen Durchmesser von 22 mm und eine Gesamtlänge von 80 mm. Da die Lampe nur als Klarglasausführung herzustellen war, konnte sie nur in Leuchten oder Reflektoren benutzt werden, die zur Abschirmung des sichtbaren Lichtes mit Filtern versehen werden mußten. Infolgedessen war die Anordnung der Leuchten wegen ihrer Abmessungen teilweise mit Schwierigkeiten verbunden.

[2]) *M. Reger und E. Summerer, Das Licht 8 (1938), S 112.*

Die durch diese Schwierigkeiten bedingte Weiterentwicklung führte zu einer Lampe, die gegenüber der früheren wesentliche Vorteile besaß. Die Lampe (Abb. 8) hat einen Durchmesser von 14 mm und eine Gesamtlänge von 56 mm. Der Betriebsstrom der Lampe beträgt im Mittel 0,7 A, die Brennspannung 9,7 . . . 12 V. Zur Aufnahme der Differenz zwischen Bordnetzspannung, die zwischen 22 und 29 V schwanken kann, und der Brennspannung hat sich eine für diesen Zweck entwickelte Vorschaltlampe als zweckmäßig erwiesen.



Abb. 8. UV-Lampe 24 V 9 W mit dazu gehöriger Vorschaltlampe

Während bei der früheren Lampe die Leuchte mit einem UV-Filter versehen werden mußte, wird diese Lampe mit einem Violettglaskolben versehen, der das sichtbare Licht praktisch absorbiert. Hierdurch kommt das UV-Filter bei der Leuchte in Fortfall. Um zu gewährleisten, daß der UV-Strom nur in eine bestimmte Richtung gelenkt wird, wird die Lampe bis auf eine Fensteröffnung von 8 × 20 mm² lichtundurchlässig schwarz abgedeckt. Es wird hierdurch vermieden, daß die UV-Strahlung in das Auge des Flugzeugführers gelangt. Wenn auch keine Schädigung der Haut durch Bestrahlung möglich ist, so wird doch beim Hineinsehen in die Lampe die Hornhaut des Auges durch die UV-Strahlung zum Fluoreszieren gebracht, so daß sich vor das Bild der Gegenstände auf die Netzhaut des Auges ein Schleier legt (Nebeleffekt). Bei der letztgenannten Beleuchtungsart werden also nur die wichtigsten Teile der Geräte dem Flugzeugführer sichtbar, die mit einem Leuchtstoff versehen sind. Blendung durch Spiegelung an den Geräten oder der Führerraumverglasung wird vermieden; durch die geringe Leuchtdichte der Leuchtstoffe wird ein schnelles Erkennen des Geländes ermöglicht.

Kabinenbeleuchtung

Die Entwicklung von Großflugzeugen mit ständig an Größe und Bequemlichkeit zunehmenden Kabinen stellt auch an die Beleuchtung neue Aufgaben. Dies führt zu einem Mehraufwand an elektrischer Ausrüstung und damit zu einer Verbesserung der Beleuchtung.

Zur Anwendung kommen zwei, gegebenenfalls drei verschiedene Beleuchtungsarten:

Die A l l g e m e i n b e l e u c h t u n g benötigt infolge der Größe des Flugzeuges eine entsprechend hohe Leistung. Die Beleuchtungsstärke muß mindestens so bemessen sein, daß sie für die allgemeine Orientierung in der Kabine sehr gut ausreichend ist. Aus Erfahrungswerten wurden hierfür 8 bis 10 Watt pro Platz eingesetzt. Sie darf bei stillstehenden Motoren nur kurze Zeit brennen, sofern keine Versorgung von Außenbord vorgesehen ist.

Bei der Ausführung der Leuchten muß besonderes Augenmerk auf möglichst lichtdurchlässige und gut streuende Abdeckgläser gerichtet werden, um eine äußerste Ausnutzung der elektrischen Leistung unter Vermeidung von Blendung zu erreichen. Bisher wurden flache Deckenleuchten (Abb. 9) verwendet. Neuerdings hat man auch die Lichtquellen in die Stützen des Gepäcknetzes eingebaut (Abb. 10) oder einen durchgehenden Leuchtstreifen in der Kabinendecke angebracht.

Zur P l a t z b e l e u c h t u n g. Um den Reisenden das Lesen zu ermöglichen, ist für jeden Platz eine Leselampe mit einer Leistung von 10 Watt vorgesehen. Die Leuchte ist bei vielen Flugzeugen in die Ohrlehne jedes Sessels eingebaut (Abb. 11). Bei anderen Flugzeugen ist die Leuchte über der Mitte jedes Fensters angebracht (Abb. 12). Durch Herausklappen der Leuchte wird hierbei die Lampe eingeschaltet.

Nötigenfalls erhalten Großflugzeuge eine N o t b e l e u c h t u n g aus mehreren kleinen Leuchten. Sie kommt zur Anwendung, wenn durch das Ausfallen der Antriebsmotoren der Generator nicht mehr das Bordnetz speisen kann, aber auch

Zahlentafel 3. Abmessungen und photometrische Werte der Lampen für Instrumenten-, Führerraum- und Kabinenbeleuchtung

Lampenart	Abmessungen Ø mm	Abmessungen Gesamtlg. mm	mittl. Lichtstrom Hlm
24 V 2 W	6,5	25	10,5
12 V 2 W	10,5	30	19
24 V 3 W			25
12 V 3 W	18,5	35	30
24 V 3 W			23
12 V 10 W	25,5	45	168
24 V 10 W			123
12 V 15 W			270
24 V 15 W			200

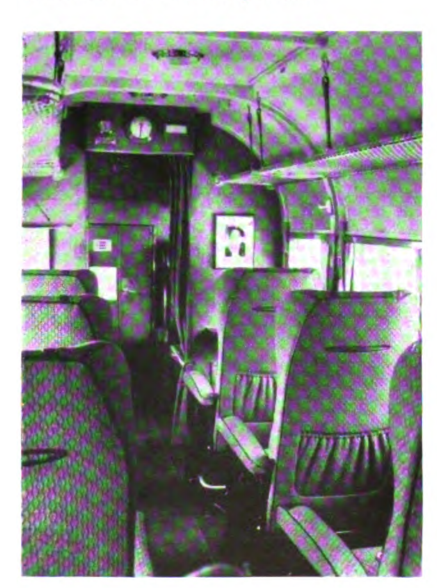


Abb. 9. Deckenleuchten


Abb. 10. Leuchten in Gepäcknetzstütze

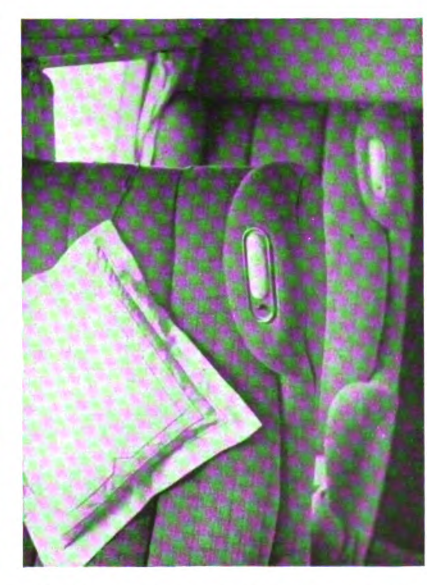

Abb. 11. Leselampe, in Ohrlehne eingebaut



Abb. 12. Leselampe in der Mitte über den Fenstern

bei längerem Stillstand des Flugzeuges, bei Reinigungsarbeiten od. dgl. Sie wird also betätigt in den Fällen, in denen nur die Batterie benutzt werden muß. Um diese zu schonen, werden die Leuchten im allgemeinen mit Lampen mit einer Leistungsaufnahme von 5 Watt bestückt. Die Notbeleuchtungsanlage ist unabhängig von der übrigen Beleuchtungsanlage.

Um dem Konstrukteur zu zeigen, welche Lampen ihm bei der Planung von Beleuchtungseinrichtungen zur Verfügung stehen, sind in Zahlentafel 3 die Abmessungen und photometrischen Werte der Lampen, die für Instrumenten-, Führerraum- und Kabinenbeleuchtung in Frage kommen, zusammengestellt (Abb. 13). Außerdem können darüber hinaus die Lampen der Zahlentafel 1 für diese Zwecke benutzt werden.

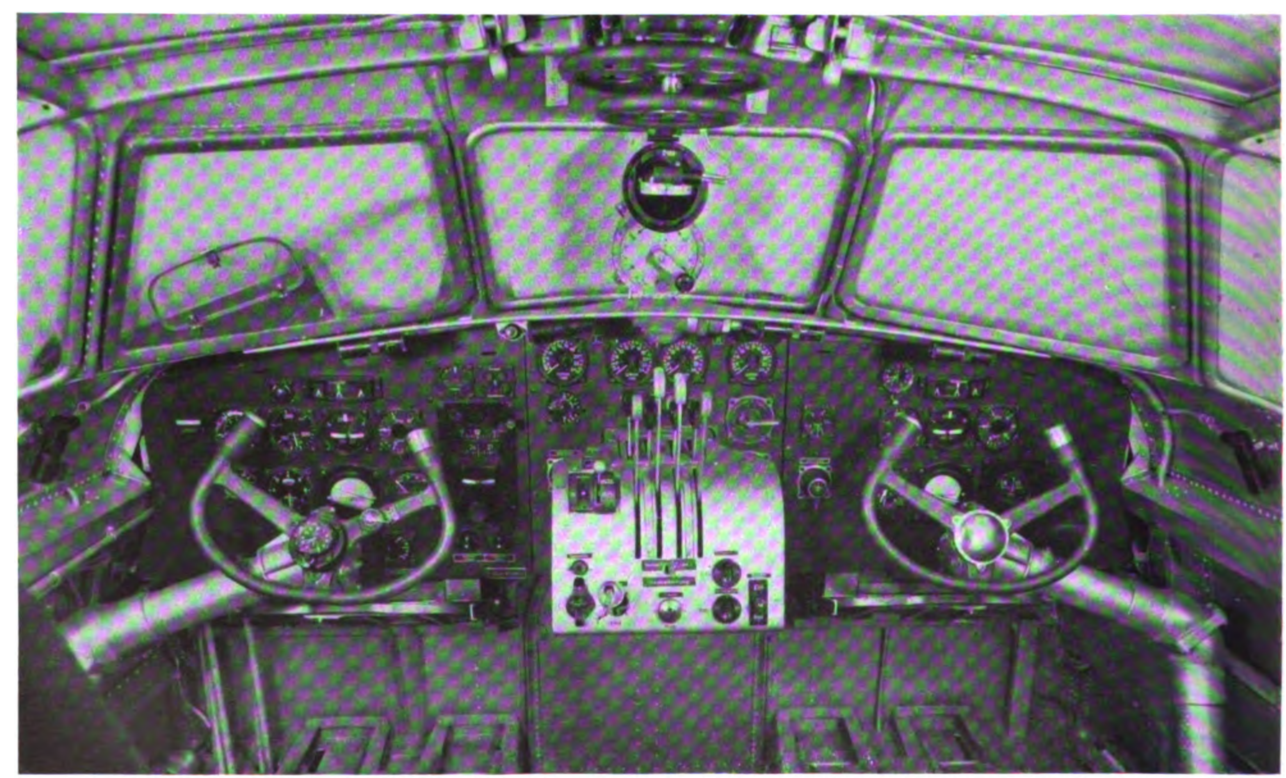
Wie aus den Zahlentafeln 1 und 3 zu ersehen ist, stehen z. Z. nur Lampen mit verhältnismäßig geringen Lichtströmen zur Verfügung, so daß die Beleuchtungsstärke in den Kabinen noch sehr niedrig ist. Die Beschränkung der Lichtleistung ist durch den Mangel an elektrischer Leistung bedingt. Um die Beleuchtungsstärke zu erhöhen, ist es notwendig, mehr elektrische Leistung als bisher für die Beleuchtungsanlage vorzusehen. Es muß also von den Konstrukteuren mehr als bisher auf die DIN 5035 (Leitsätze für die Beleuchtung mit künstlichem Licht) Wert gelegt werden.

Da das Reisen während der Dunkelstunden nicht so abwechslungsreich ist als bei Tage, ist stets zu bedenken, daß die Reisenden nicht nur bequeme Sitzplätze haben, sondern behagliche Räume brauchen. Die Räume sind aber nur dann behaglich, wenn sie gut beleuchtet sind, also das Lesen ohne große Anstrengung ermöglichen. Es muß bedacht werden, daß die Geschwindigkeit, mit der z. B. Buchstaben einer Lektüre wahrgenommen werden können, bei



Abb. 13. Lampen für Instrumenten-, Führerraum- und Kabinenbeleuchtung (24 V 2 W, 24 V 3 W, 24 V 3 W, 24 V 15 W)

geringer Beleuchtungsstärke herabgesetzt wird. Außerdem wird durch die Erschütterungen im Flugbetrieb die Wahrnehmungsgeschwindigkeit verringert, so daß in den Fällen, wo beides zusammentrifft, die Sehleistung stark beeinträchtigt ist. Es ist also schon aus diesem Grunde erforderlich, eine gute Beleuchtung zu schaffen.



Bilder: (2) Jung, (1) JFM, (1) Dornier-Werkbild, (10) Osram-Werkbilder

Führerraum des viermotorigen Transozean-Flugbootes Dornier Do 26

FORSCHUNGS-KURZBERICHTE

Nach Stichworten alphabetisch geordnet. Ohne Verantwortung der Schriftleitung und der Bearbeiter für die sachliche Richtigkeit des Inhaltes der Berichte. Die am Ende der Berichte stehenden Ordnungszahlen bezeichnen: Jahrgang, Heftnummer, Berichtsnummer. Die am Kopf der Berichte rechts stehenden Systemzahlen dienen der Einordnung in eine Kartei. Quellenangaben nach dem „Kurztitelverzeichnis Technisch-Wissenschaftlicher Zeitschriften". Bei der Angabe des Umfanges bedeuten: S = Seiten, Sp = Spalten, L = Lichtbilder, Sk = Skizzen, Sb = Schaubilder, Z = Zahlentafeln, F = Formelrechnungen, f = ferner (bei Bild. u. dgl. außerhalb d. Textseiten).

Ausrüstung

Fallschirmleuchten. P 41

Het Valschermlicht; Vliegwereld Bd 7, N 18 (15 X 41) S 196 (3 Sp, 2 L, 2 Sk).

Fallschirmleuchten dienen zum Erkennen des Nachtzieles und zum Tarnen des Flugzeuges. Ihre Hülsen von 650 mm Länge und 100 mm Durchmesser stehen senkrecht am Rumpfende und werden durch Öffnen einer Klappe abgeworfen. Dabei wird durch eine Aufziehleine der Hülsendeckel abgerissen, mit einer 6 m langen Abreißleine der Seidenschirm herausgezogen und der Leuchtstoff durch ein Magnesiumgemisch entzündet, wenn er 12 m vom Flugzeug entfernt ist. Das Gesamtgewicht beträgt etwa 8 kg, die Reißfestigkeit der Schirmschnur 4 kg, die Lichtstärke in Holland 400 000 Kerzen, die Brenndauer 3 bis 5 min, die Sinkgeschwindigkeit gewöhnlich 1,5 m/s, so daß der Schirm in windstillen Nächten steigen kann. Die sichere Abwurfhöhe ist 400 m; die Geschwindigkeit soll dabei höchstens 240 km/h betragen. E. Foku 41 12 01

Abspringen mit geschlossenem Fallschirm. P 41

Rodolfo Verduzio: Conviene lanciarsi col paracadute chiuso?; Rivista Aeronautica Bd 17, N 9 (IX 41) S 507/536 (29½ S, 14 Sb, 8 Z, F).

Beim Abspringen mit ungeöffnetem Fallschirm beschreibt man eine gekrümmte Wurflinie; diese Bahn kann durch den Wind noch geändert werden. Die Sinkgeschwindigkeit nimmt dabei ab, bis auf 48 m/s; bei längeren Stürzen mit geschlossenem Schirm betrug sie im Durchschnitt, je nach Absprunghöhe, bis zu 61 m/s. Bei Absprunghöhen unten 1,6 km ist der waagerechte Anteil der Geschwindigkeit am Boden noch merklich. Zur Verzögerung von 50 m/s auf 5 m/s längs einer Fallhöhe von 50 m muß der Schirm sich in 1,9 s öffnen. Dabei ist die Kraft mindestens 240 kg. Sie hängt im übrigen vom Öffnungsvorgang ab. Durchlässiger Schirmstoff gibt kleinere Kräfte, größere Öffnungszeiten und Landegeschwindigkeiten. Zwischen Absprung und Beginn des Öffnens brauchen andererseits nur ¾ s zu liegen. E. Foku 41 12 02

Meßgeräte

Drehzahlmesser mit Fernstichzähler. C 25

E. Hoffmann: Direkte Drehzahlmessung; DMZ Bd 18, N 6 (VI 41), S 234/238 (4 Sp, 4 L, 2 Sk).

Die Drehzahl von Flugmotoren auf dem Prüfstand kann in einigem Abstand, geschützt vor Lärm, Hitze und Wind, nach Dr.-Ing. Karl *Schmidt* durch einen Fernstichzähler gemessen werden; ein Widerstands-Generator wird mit dem Motor unmittelbar gekuppelt; er liefert mit einer Hilfsspannung von 60 V einen fast sinusförmigen Drehstrom. Dieser treibt einen Synchronmotor, dessen Drehzahl an einem Wirbelstromtachometer abzulesen ist und durch einen Umdrehungszähler mit Stoppuhr genau geprüft werden kann. Die Messung ist durch Schalttasten und Hilfsrelais erleichtert. E. Foku 41 12 03

Wendezeiger. P 51 5

Guidantonio Ferrari: Considerazioni sull'indicatore di virata; Rivista Aeronautica Bd 17, N 18 (VIII 41) S. 267/295 (28½ S, 3 L, 5 Sk, 4 Sb, 3 Z).

Kreiselwendezeiger, deren Kreiseldrehachse parallel zur Flugzeugquerachse liegt, liefern die Komponente der Gesamtdrehung um eine Achse senkrecht zur Rahmenebene, d. h. mit einem kleinen Fehler wegen der Längsneigung und einem zweiten wegen der Querneigung abzüglich des Rahmenausschlages. Bei umgekehrter Kreiseldrehung addieren sich die beiden letzteren Winkel. Streng genommen hat man Kurvenanzeiger und Winkelgeschwindigkeitsmesser zu unterscheiden; letztere haben statt der Zeigerspitze ein Rechteck, dem die Nullmarke, ein Quadrat, gegenübersteht. Wenn die Leistungsquelle, Saugluft oder Strom, aussetzt, arbeitet das Gerät mit vermindertem Ausschlag weiter. Beim Abfangen aus dem Sturzflug entstehen bei zufälligen Abweichungen der Kreiselebene aus der Flugbahnebene starke Störausschläge; diese sind bei dem erstbeschriebenen Kreiseldrehsinn unstabil. Man kann sie vermeiden, wenn man die Rahmen zweier gegenläufigen Kreisel durch Zahnkreisbogen zusammenschaltet. Die Anzeige nimmt wegen der Flugzeugquerneigung, vor allem bei hoher Geschwindigkeit, beständig ab; bei umgekehrtem Drehsinn nimmt der Ausschlag zunächst zu und bleibt dann um so länger auf der gleichen Höhe, je schneller man fliegt. E. Foku 41 12 04

Meßtechnik

Meßgeräteflug und Gerätenormung. C 1

Publio Magini: Il problema del volo strumentale; criteri di impostazione delle norme di collaudo degli strumenti di volo; Rivista Aeronautica Bd 17, N 8 (VIII 41) S 257/262 (5½ S).

Meßgeräte sollen dem Flieger das richtige Steuern ermöglichen, indem sie die Flugelemente in solcher Zusammenstellung darbieten, daß der geistige Gesamteindruck gestattet, die mechanischen Möglichkeiten mit großer Erfolgswahrscheinlichkeit auszunutzen. Dazu sind erforderlich: 1. Sicherheit, d. h. große Lebensdauer, Genauigkeit auch bei Störungen, Widerstandsfähigkeit gegen Feindeinwirkung, zuverlässige Leistungsquellen, voneinander unabhängige Doppelanlagen, Selbstanzeige von Ausfällen, Sinnfälligkeit und gute Erkennbarkeit auch bei schlechtem Licht. 2. Genauigkeit, d. h. Dämpfung und Empfindlichkeit im richtigen Verhältnis zu den Flugzeugbewegungen und zu ihren Störungen, sowie klare Zifferblätter. 3. Wirtschaftlichkeit, d. h. keine überflüssige Beschriftung, Nebenangaben in der Farbe des Grundes, Sinnfälligkeit an Hand psychotechnischer Versuche, bequemes Ablesen, vereinheitlichte Meßgerätebretter und einfachste Anzeige. 4. Guter Aufbau, d. h. feste Verbindung zusammengehöriger Geräte, Auswahl nach der Gesamtgüte, nicht nach einzelnen Eigenschaften und Anordnung nach der Verwendbarkeit für die einzelnen Flugvorgänge. E. Foku 41 12 05

Elektrischer Drehschwingungsschreiber mit unmittelbarer Anzeige. C 29

K. Staiger: Unmittelbar zeigender elektrischer Drehschwingungsschreiber auf der Grundlage eines gegeninduktiven Meßverfahrens; Lufo Bd 18, N 10 (27 X 41) S 356/367 (22½ Sp, 10 L, 10 Sk, 11 Sb, F).

Ein Drehschwingungsmesser für 12 bis 1600 Hz mit 3 % Anzeigegenauigkeit wurde durch eine Regelschaltung so ausgebildet, daß Schwankungen des Trägermittelwertes und damit der Vergrößerung ausgeglichen werden. Die Eigenfrequenz des Gebers ist kleiner als die Meßfrequenz. E. Foku 41 12 06

Motorbau

Ventilfederfestigkeit. K 15

F. Wunderlich: Festigkeitsberechnung von Ventilfedern; Forschung Bd 12, N 4 (VII/VIII 41) S 202/204 (2½ S, 1 Sk, 3 Sb, F).

Auf einer Sonderprüfmaschine wurde das Verhalten von Schraubenfedern für Motoren und Einspritzpumpen untersucht. Die Schaubilder zeigen, daß für die Dauerfestigkeit nur die Schwingweite, nicht die Vorspannung maßgebend ist, solange die Höchstspannung die Setzgrenze nicht überschreitet. Bei gegebenem Hub sind weichere Federn vorzuziehen; die Fließgrenze ist einzuhalten. E. Foku 41 12 07

Verpuffungswelle in Gasen. A 65

H. Pfriem: Die stationäre Detonationswelle in Gasen; Forschung Bd. 12, N 3 (V/VI 41), S 143/158 (16 S, 2 Sk, 4 Sb, F).

Aus den bekannten Gesetzen für die unstetige Front einer Detonationswelle folgt der zeitliche Druckverlauf in der Welle. Dieser ist für die Zerstörwirkung oft ebenso bedeutsam wie der Höchstdruck, z. B. bei einer plötzlich entstehenden Detonationswelle in einem einseitig unbegrenzten Gasraum. Die Arbeitsfähigkeit der Welle ist dem zurückgelegten Weg und der Dichte des Gasgemisches verhältig; sie wächst mit dessen chemischer Energie und Anfangstemperatur. In geschlossenen Behältern hängt der Gemischzustand vor der Wellenfront von der Verbrennungsdauer ab. Die größten Gasdrücke in der Front erhält man, wenn die Welle erst am Behälterende entsteht; die größte Arbeitsfähigkeit der Welle wird jedoch erreicht, wenn sie schon in der ersten Hälfte des Behälters entsteht.

E. Foku 41 12 08

Ortung

Blindortung mit Eigen- oder Fremdpeilung. P 53 51

Guidantonio Ferrari: Impiego dei rilevamenti radiogoniometrici per sorvolare un punto del terreno secondo una direzione prestabilita; Riv. Aeron. Bd 17, N 4 (IV 41), S 15/37 (22 1/2 S, 9 Sk, 1 Z).

Im Blindflug kann man, ohne Sondereinrichtungen an Bord oder am Boden, durch Peilung einen unsichtbaren Flugplatz finden und auf vorgeschriebenem Kurs ansteuern. Wenn das Flugzeug angepeilt wird und auf den befohlenen Kurs einkurvt, wird es seitlich versetzt; man muß daher den Kurs nochmals berichtigen. Bei Eigenpeilung kann dies auf zwei Arten erreicht werden. Ist der Wind nach Stärke und Richtung bekannt, so kommt der Vorhaltewinkel hinzu; unbekannten Wind berücksichtigt man schrittweise durch Vorhalten, oder man folgt der „Hundekurve". Beim Blindlanden überfliegt man die Bake, kurvt zweimal um 180° oder, nach Wegfliegen mit einer berechenbaren Abweichung vom Landekurs, nach z. B. drei Minuten einmal. Die Schlußberichtigung hat den doppelten Betrag des Kursfehlers. Windeinfluß wird durch Vorhalten nach einer Merkregel oder Zahlentafel ausgeglichen.

E. Foku 41 12 09

Blindflug-Hilfsmittel. P 53 53

D. Antonio De Rueda Ureta: Algo nuevo sobre vuelos sin visibilidad; Rivista de Aeronautica Bd 2, N 6 (V 41), S 416/421 (11 Sp, 2 L, 5 Sk, 1 Sb, 1 Z, F).

Das Ultrakurzwellenverfahren der Blindlandung teilt die Anflugschneise in zwei Teile, die durch Striche bzw. Punkte im Empfänger gekennzeichnet sind. Kopfrechnen bei Abflug, Rückkehr und ZZ-Landung erspart der „Rechenkreis" aus einer äußeren Kursteilung mit zwei drehbaren Einsätzen. Diese tragen einen weißen Pfeil, der auf den Kurs der Landeschneise eingestellt wird, und verschiedene Steuerpfeile sowie farbige Flächen für die möglichen Vereinigungen der beiden Kurven nach rechts bzw. links. Der Winkel zwischen den Steuerpfeilen ist bei dem Einsatz für die ZZ-Landung kleiner als bei dem andern. — Um den Abstand von Funkfeuern seitab des Kurses zu ermitteln, bestimmt man die Zeitunterschiede zwischen den einzelnen Ankunftsrichtungen der Zeichen, deren Peilstrahlen sich um je 10° oder je 20° unterscheiden; den seitlichen Abstand entnimmt man einer Zahlentafel abhängig von Unterschiedswinkel und Fluggeschwindigkeit. Dann kann man den Ort bestimmen, wenn man ein durchscheinendes Blatt mit Teilkreis und Strahlen auf die Landkarte legt.

E. Foku 41 12 10

Treibschrauben

Luftschraubenlärm abhängig von den Strömungseigenschaften. P 39 3

Wilhelm Ernsthausen: Der Einfluß aerodynamischer Eigenschaften auf Schallfeld und Strahlungsleistung einer Luftschraube; Lufo Bd 18, N 8 (20 VIII 41), S 289/304 (32 Sp, 4 L, 6 Sk, 27 Sb, 1 Z, F).

Der Drehklang von Luftschrauben hängt von Umfangsgeschwindigkeit, Profildicke und -tiefe sowie von der Auftriebszahl ab. Modellmessungen der räumlichen Schallfeldverteilung stimmen mit der Rechnung überein, solange die Zusammendrückbarkeit vernachlässigt werden kann. Die Schalleistung steigt mit einer hohen Potenz der Umfangsgeschwindigkeit. E. Foku 41 12 11

Werkstatt-Technik

Selbsttätiges Nieten. J 33

F. Wilde: Entwicklung der automatischen Nietung im Flugzeugbau; DMZ Bd 18, N 8 (VIII 41), S 316/324 (8 1/2 Sp, 4 L, 16 Sk, 1 Sb).

Für ein zweimotoriges Metallflugzeug braucht man rund 220 000 Nieten, für ein viermotoriges 1 Million. Der Nietvorgang mit Vorbereitung erfordert 15 % der Gesamtfertigungszeit. Er kann verkürzt werden durch Aufteilung in kleinere Baugruppen und durch wirtschaftliche Nietmaschinen. Der Nietautomat NA 4 der Frankfurter Maschinenbau A.G. bohrt und senkt die Nietlöcher. Die Niete werden durch einen Preßlufthammer im Unterteil gestaucht; das Werkstück wird von einem Schlitten um die einstellbare Nietteilung verschoben. Der Nietautomat der amerikanischen Engineering and Research Corporation arbeitet mit Druckluftstempel, der das Nietloch stanzt und das Werkstück festhält, sodann vom Niet aus dem Loch herausgeschoben wird; darauf bildet der Pressenstößel den Nietkopf. Der Heinkel-Automat stanzt gleichfalls; der Junkers-Niepmann-Automat nietet mehrere Reihen gleichzeitig. E. Foku 41 12 12

Werkstoffkunde

Holzeigenschaften und Temperatur. E 3

Mechanische Eigenschaften verschiedener Hölzer zwischen — 200° und 200°; Z. VDI Bd 85 N 31 (2 VIII 41), S 674/675 (2 1/2 Sp, 4 Sb).

An Buche, Fichte, Esche und Buchschichtholz wurden der Einfluß von Temperatur und Holzfeuchtigkeit auf Elastizitätsmaß, Druckfestigkeit parallel zur Faser und Bruchschlagarbeit bis zu — 190° untersucht. Das Elastizitätsmaß fällt mit wachsender Holzfeuchtigkeit und Temperatur, jedoch nicht gleichförmig, ebenso die Druckfestigkeit. Gefrorenes Holz verhält sich abweichend; seine Biegefestigkeit ist doppelt so groß wie bei Wassersättigung in Raumtemperatur. Die Schlagbiegearbeit gefrorenen Schichtholzes fällt mit zunehmender Holzfeuchtigkeit. E. Foku 41 12 13

Lagerwerkstoff für Feingeräte. K 33 7

H. K. Koeppe: Werkstoffumstellung bei Lagern des Feingerätebaues; Z. VDI Bd 85, N 33 (16 VIII 41), S 708 (2 Sp, 2 Sk).

Zapfenlager, die wegen kleiner Drehmomente ohne Öl arbeiten, lassen sich aus künstlichen Halbedelsteinen mit hartem Hochglanzzapfen aus einem besonderen Kohlenstoffstahl bauen. Nur bei der Steinschraube läßt sich der Sparstoff Messing nicht vermeiden. Platinen für kleine Laufwerke lassen sich, mit der gleichen Zapfenausbildung, aus Hartgewebe oder aus Stahl mit Oberflächenschutz und Messingbuchse, besser aus Hydronalium mit Messingbuchse herstellen. E. Foku 41 12 14

Kunstharz-Preßteile und ihre Gestaltung. E 5

R. Flötgen: Konstruktive Einzelfragen bei der Gestaltung von Kunstharzpreßteilen; Kunststoffe Bd 31, N 7 (VII 41), S 257/259 (5 1/2 Sp, 26 Sk).

Wo die Form von Preßteilen aus Kunststoff zusammengesetzt ist oder sich schließt, entsteht ein Grat; Austreten überschüssiger Preßmasse an dieser Stelle ist erwünscht. Der Grat soll aber an solchen Stellen erscheinen, an denen er nicht auffällt oder leicht zu entfernen ist. Z. B. kann eine Gratkappe, die zur Schonung der Formstifte übergepreßt wurde, durch Bandschleifen einfach entfernt werden, wenn man Vorsprünge auf der Bearbeitungsfläche vermeidet. Über einem Durchgangs-Preßgewinde wird die übergepreßte Haut oder Gratkappe nicht da angebracht, wo die Schraube eintritt; denn beim Abschleifen wird das Gewinde beschädigt. Die Form wird zweckmäßig nicht auf einer Rundung geteilt; gewollte Gratmarken sind vorteilhaft. Die Schwindung beträgt 0,2 bis 1 %; sie kann zu Rissen führen, wenn Metalle eingepreßt werden. Man muß die Preßteile so gestalten, daß die Schrumpfung sich frei auswirken kann oder den Zusammenhalt verbessert. Beim Erkalten tritt Verzug auf. Er und die Vorspannung können z. B. durch die Befestigungsschrauben ausgeglichen werden. E. Foku 41 12 15



Röntgen-Leuchtschirmphotographie zum Untersuchen von Gußkörpern. **E 17**

F. Schlaeger: Die Methode der Leuchtschirmphotographie in Anwendung auf die röntgenographische Untersuchung von Gußkörpern; Z. techn. Physik Bd 22, N 7 (VII 41), S 158/160 (3½ Sp, 4 L, 1 Z).

Bei der Werkstoffprüfung mit Röntgenstrahlen verwendet man die unmittelbare Aufnahme ohne oder mit Verstärkerfolien. Für die Untersuchung des Grobgefüges kommt aber auch die in der Medizin übliche Leuchtschirmphotographie in Frage. Vergleichsversuche zeigen jedoch, daß die Schirmbilder zwar einer unmittelbaren Aufnahme aus der Industrie an Empfindlichkeit bezüglich Fehlererkennbarkeit gleichkommen, daß aber zum Nachweis feinster Fehler eine unmittelbare Aufnahme vorzuziehen ist, die sorgfältig unter günstigsten Belichtungsbedingungen hergestellt wurde.

E. Foku 41 12 16

Biegewechselversuche mit Ruhepausen bei Stahl. **E 21 13-2**

Heinrich Cornelius: Einfluß von Betriebspausen auf die Zeitfestigkeit von Stählen mit Ferrit; Lufo Bd 18, N 8 (20 VIII 41), S 285/288 (7½ Sp, 5 L, 7 Sb, 3 Z).

Bei Biegewechselversuchen mit Stahlproben von verschiedenem Gehalt an „freiem Ferrit" erhöht sich die Zeitfestigkeit glatter Probestäbe, wenn man den Versuch unterbricht und die Proben unbelastet bei Raumtemperatur lagert; gekerbte Stäbe verhalten sich entgegengesetzt. E. Foku 41 12 17

Oberflächenhärtung. **J 7**

H. Wiegand: Oberflächenhärtung als Mittel zur Leistungssteigerung, Werkstoffersparnis und Werkstoffumstellung; Forschung Bd 12, N 4 (VII/VIII 41), S 195/202 (7 S, 2 L, 4 Sb, 2 Z).

Oberflächenhärtung erhöht den Verschleißwiderstand an Lagerstellen, Preßsitzen u. dgl.; außerdem steigert sie die Dauerhaltbarkeit hochbeanspruchter Teile, weil eine Druckhaut gebildet wird. Diese muß so liegen, daß sie dem Spannungsfeld der äußeren Kräfte entgegenwirkt. Nachteilig ist die Sprödigkeit.

E. Foku 41 12 18

Warmbildsamkeit der Kunststoffe. **E 5**

W. Buchmann: Eigenschaften warmbildsamer Kunststoffe; Forschung Bd 12, N 4 (VII/VIII 41), S 174/181 (8 S, 6 L, 13 Sb).

Für die Warmbildsamkeit von Kunststoffen sind Auftreten und Lage einer Einfriertemperatur und einer Fließ- bzw. Schmelztemperatur entscheidend. Jene ist die obere Grenze für Nachwirkungserscheinungen; bei dieser wird die Kurzzeitfestigkeit Null. Zwischen beiden liegt der „Gummizustand". Die Temperaturgrenzen bedeuten Zustandsänderungen zwischen den Molekeln. E. Foku 41 12 19

Röntgenaufnahmen der Oberflächenspannung zum Nachweis der Wechselermüdung. **E 17**

R. Glocker, W. Lutz und O. Schaaber: Nachweis der Ermüdung wechselbeanspruchter Metalle durch Bestimmung der Oberflächenspannungen mittels Röntgenstrahlen; Z. VDI Bd 85, N 39/40 (4 X 41), S 793/800 (14½ Sp, 2 L, 6 Sb, 5 Z, F).

Ein Prüfstab wird mit der Wechselspannung belastet; der Film einer Rückstrahlkammer läuft synchron mit dem Wechsel um; mit Röntgenstrahlen wird der Spannungsverlauf während eines Lastspiels aufgenommen. Bei Kohlenstoffstahl nimmt mit der Ermüdung der Spannungsbruchteil, den die Oberflächenschicht vollelastisch bewältigt, ab. Plastische Formänderungen schreiten von der Haut nach innen fort. Die Röntgenmessung des Spannungsausschlages gibt ein Maß für die Entfestigung und Verfestigung, solange die Einrisse noch sehr fein sind. Die Ermüdung läßt sich auch durch statische Röntgenmessung des Spannungsausschlages bei Zug und Druck ermitteln.

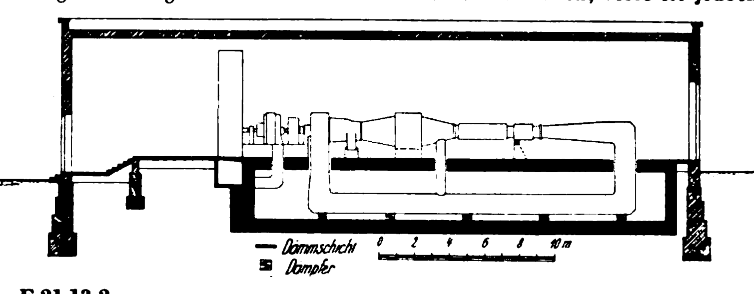
E. Foku 41 12 20

Windkanäle

Schwingungsdämpfung in einem Überschallwindkanal. **A 35 81**

Roberto Songia: Nota sull'isolamento antivibrante effetuato per gli impianti e per l'edificio della galleria stratosferica per velocità ultrasonore in Guidonia; Riv. Aeron. Bd 17, N 4 (IV 41), S 1/14 (13½ S, 2 L, 5 Sk, F, f 4 Sk).

Der Stratosphären-Windkanal mit Überschallgeschwindigkeit in Guidonia ähnelt der Anlage an der Technischen Hochschule Zürich; diese ist jedoch



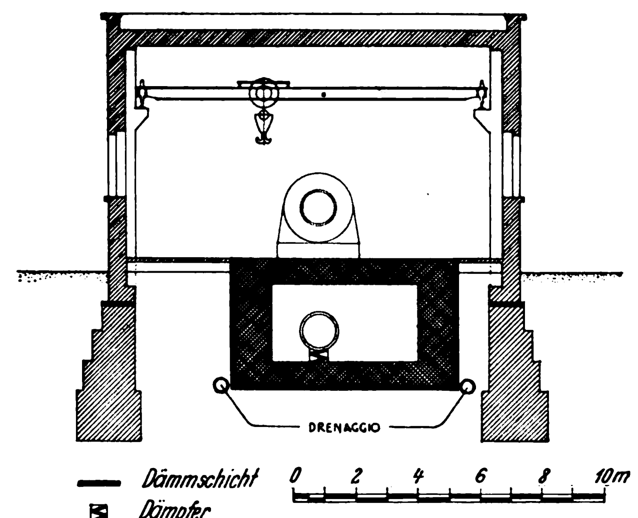
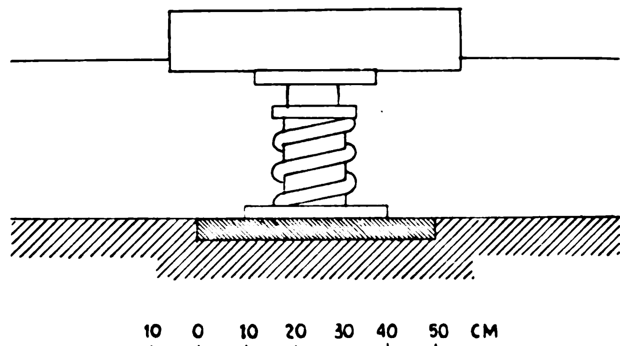


Abb. 1 u. 2. *Schematische Schnitte durch den Überschall-Windkanal in Guidonia mit den Vorkehrungen zum Dämpfen der Schwingungen*



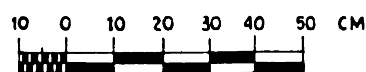


Abb. 3. Schwingungsdämpfer der Luftrückleitung aus Abb. 1 u. 2

durch Schwingungen gestört. Das hat man in Italien durch Schalldämmung in den Grundmauern des Gebäudes vermieden, die entsprechend bemessen, aus verschiedenen Baustoffen zusammengesetzt und unterteilt sind, ferner durch eine unabhängige, nach außen isolierte Gründung für die Maschinenanlage, die in ihrem Hohlraum die besonders gefederte Rückführung des Kanals und die Kälteanlage enthält (s. Abb.), durch das erhebliche Gewicht dieses Blocks und durch Schalldämpfer an den Einlässen.

E. Foku 41 12 21

General der Flieger Wilberg †

Auf dem Fluge zu den Beisetzungsfeierlichkeiten des verstorbenen Generalluftzeugmeisters, Generaloberst *Udet*, verunglückte tödlich der General der Flieger Helmuth *Wilberg*, höherer Fliegerausbildungskommandeur im Luftgau IV. Sein Flugzeug, ein leichtes Sport- und Reiseflugzeug, wurde vom Nebel überrascht und durch Bodenberührung zerstört.

Nach dem Hingang des Generaloberst *Udet* hat die deutsche Luftwaffe und darüber hinaus die ganze Luftfahrt durch diesen tragischen Unfall einen weiteren schweren Verlust erlitten. Groß ist der Kreis der in maßgeblichen Stellungen befindlichen Männer in unserer Luftfahrt, die zu *Wilberg* in einem dienstlichen oder persönlichen Verhältnis gestanden haben. Eine lange Dienstlaufbahn, die von großen Erfolgen der eigenen Arbeit begleitet war, hat damit ein jähes Ende gefunden.

Aus einem Wiesbadener Infanterieregiment hervorgegangen, kam *Wilberg* nach Kommandos zum Preußischen Kadettenkorps auf die Kriegsakademie. In dieser Zeit gehörte er zu den ersten Offizieren, die im deutschen Heere den Fluggedanken aufgriffen und mit den zerbrechlichen Flugzeugen der allerersten Zeit den Nachweis für die militärische Verwendbarkeit des neuen technischen Mittels durch eigenen persönlichen Einsatz erbrachten. Bereits am 18. August 1910 erwarb er den internationalen Flugzeugführerschein, der die Nummer 26 trug.

Seine besondere Befähigung als Offizier war der Anlaß, daß er bei Bildung der preußischen Inspektion der Fliegertruppen der Erste Adjutant dieser Inspektion unter General *von Eberhard* wurde. Es war die Zeit in den letzten Jahren vor dem Weltkrieg, in der Deutschland eine einmalige große Anstrengung machte, den übermächtigen Rüstungen der unser Land rings umgebenden Feinde durch Ausbau der eigenen Rüstung mit modernen Mitteln zu begegnen. Der organisatorische, personelle und technische Ausbau der neugebildeten Fliegertruppe, die außer Bayern alle übrigen deutschen Länder zugleich in den wichtigen Fragen des Aufbaues umfaßte, ist unter wesentlicher Mitwirkung des Oberleutnant und späteren Hauptmann *Wilberg* erfolgt. — Dies war die erste Schaffensperiode *Wilbergs*, in der er auf einem hochbedeutenden Gebiet der deutschen Rüstung einen bedeutenden Einfluß ausüben sollte.

Mit dem Weltkrieg kam die Bewährung der intensiven organisatorischen Vorarbeit der Inspektion der Fliegertruppen für die Führung des Krieges selbst. Die vorher im Frieden zunächst ohne praktische Anschauung über die wirkliche Leistungsmöglichkeit in das neue Kampfmittel gesetzten Erwartungen wurden durch die Ergebnisse des ersten Einsatzes im Kriege voll bestätigt und sogar in Kürze übertroffen. So trug die von *Wilberg* als Erstem Adjutanten der Inspektion der Fliegertruppe im Frieden geleistete Arbeit in der Bewährung des neuen Kampfmittels bald reiche Früchte.

Während des Weltkrieges fand *Wilberg* an verschiedenen Fronten Verwendung, und zwar schon bald als einer der wenigen „Stabsoffiziere der Flieger", von denen je einer einem Armeeoberkommando zugeteilt wurde. Nach Umwandlung dieser Dienststellen in die Stellung von „Kommandeuren der Flieger bei den Armee-Oberkommandos" wurde auch *Wilberg* sogleich in einer solchen verwendet. Von der mazedonischen Front kam er als „Kofl" zu einer Armee an der nördlichen Westfront in Frankreich und von dort ins Oberelsaß. Als die gesamte Kraft der in Frankreich stehenden englischen Armeen ihre Angriffe in Flandern konzentierte und mit ungeheurem Kräfteeinsatz dort die deutsche Westfront längs der Kanal- und Nordseeküste aufzurollen suchte, wurde *Wilberg* wenige Tage vor Beginn dieser britischen Flandernoffensive im Juli 1917 als Kommandeur der Flieger zum Oberkommando der 4. Armee versetzt. Was er hier in der Umstellung einer bisher auf diese Aufgaben nicht eingestellten wichtigen Front auf dem Gebiete der Führung und des Einsatzes von Fliegerverbänden geleistet hat, ist noch in Erinnerung aller Angehörigen der damaligen Fliegertruppe. Seine ungeheure Tatkraft und Frische befähigten ihn, hier vorübergehend entstandene Krisen zu überwinden und die dem Oberkommando von der Obersten Heeresleitung großzügig zur Verfügung gestellten, überaus zahlreichen Fliegerverbände in richtiger Weise zum Einsatz zu bringen. Die Anhäufung von Verbänden der Fliegertruppe erreichte damals an der Flandernfront eine bisher nicht gekannte zahlenmäßige Größe. Heute sind wir gewohnt, in anderen Größenordnungen zu denken als damals, aber es ist *Wilbergs* Verdienst in der Flandernschlacht von 1917 gewesen, erstmals Wege für einen Großeinsatz der damaligen deutschen Fliegertruppe zu weisen, wie er bisher noch nicht stattgefunden hatte. Fast alle der heute in leitender Stellung der Luftwaffe befindlichen Persönlichkeiten sind in dieser Zeit in irgendeiner Form zu *Wilberg* in ein näheres Verhältnis getreten und haben seine bedeutende Arbeit schätzen gelernt.


Bild: H. Hoffmann

Mit dem Ende des Weltkrieges kehrte *Wilberg* nach Berlin zurück und trat bei dem ins Kriegsministerium berufenen Oberstleutnant *Thomsen*, im Felde „Feldflugchef" und später Chef des Generalstabes der Luftstreitkräfte, als dessen erster Gehilfe die Bearbeitung einer besonders schwierigen Aufgabe an: die Durchführung der Demobilmachung und die Auseinandersetzung mit den durch das Versailler Diktat in Deutschland eingebrochenen Siegerstaaten. Was *Wilberg* hier in stetem erbitterten Kampf mit den Feinden Deutschlands, vor allem aber gegen Lug und Verrat im Inneren zu leisten vermochte, ist nur einem kleinen Kreis von Eingeweihten bekannt geworden, die diesem prächtigen Manne bei seiner schweren Aufgabe helfen durften. Wenn es gelang, manche wichtige, unseren Feinden unbekannte Erfindung Deutschland zu erhalten, so war dies sein Verdienst. Immer hat er die durch den Tod

---

Bomben-Reihenwurf bei abnehmender Geschwindigkeit. Bei gegebener Flughöhe und -geschwindigkeit kann man ein Bombenziel nur von einem Abwurfpunkte aus treffen. Will man mehrere Bomben auf das gleiche Ziel werfen, ohne zu demselben Punkt zurückzukehren, so muß man die Geschwindigkeit oder die Neigung und Krümmung der Flugbahn nach einem bestimmten Gesetz ändern. Im Fall gleichbleibender Flughöhe muß die Geschwindigkeit abnehmen, damit die Wurflinien sich mehr und mehr verkürzen. Dabei kann sich das Ziel geradlinig und gleichförmig bewegen. Die Zahl der möglichen Abwürfe hängt von der Geschwindigkeitsspanne ab. Sollen mehr als zwei Bomben das gleiche Ziel treffen, so muß die Fluggeschwindigkeit nicht gleichförmig, sondern nach einem Exponentialgesetz abnehmen. Dies kann auch durch eine selbsttätige Vorrichtung erreicht werden. (Vgl. L'Aerotecnica Bd 21, N 9—10 S 615/630.)

Torpedoabwurf aus Flugzeugen. Beim Abwurf von Torpedos aus Flugzeugen kommt es darauf an, daß der Torpedo den Sturz aus 30 m Höhe bei hoher Vorwärtsgeschwindigkeit aushält, nach 200 m auf die richtige Tiefe geht und seine Bahn seitlich nicht verläßt. Die Flugzeugtorpedos haben 45 cm Kaliber, 5 m Länge und 170 kg Trolytladung. Sie werden über ihrem Schwerpunkt so aufgehängt, daß sie beim Lösen durch einen Anschlag ein Drehmoment erhalten, damit sie unter dem richtigen Winkel heruntergehen. In Italien und Norwegen gibt es Steuervorrichtungen, die mit Rücksicht auf die Abwehr und auf die Möglichkeit einer längeren Bahn in der Luft den Neigungswinkel regeln; so kann man die Abwurfhöhe vergrößern. Heute beträgt die sichere Flughöhe 8 bis 25 m, die Abwurfgeschwindigkeit 160 bis 200 km/h, der Abstand vom Ziel höchstens 4 km. (Vgl. Marineblad Bd 56, N 5 S 419/424.)

vieler Tausender tapferer Kämpfer im Weltkrieg erworbenen Ehrenrechte der alten deutschen Fliegertruppe gegen den politischen Unverstand oder gar gegen den Verrat aus den Reihen des eigenen Volkes verteidigt. Er griff auf allen möglichen Wegen in die politischen Verhandlungen ein, die, von der unseligen Quelle des Versailler Vertrages ausgehend, auf luftpolitischem Gebiet von irgendwelchen Regierungsstellen geführt wurden und die ohne sein unverzagtes Zugreifen sicherlich zu einer immer weiter gehenden Knebelung des deutschen Volkes zur Luft geführt hätten. Es kam ihm nicht darauf an, Freunde zu verlieren oder persönliche Kränkungen zu ertragen, wenn er nur die Interessen der deutschen Luftfahrt gesichert wußte. So gelang es ihm in zähem, mühseligen Kampfe, das Vertrauen der obersten militärischen Führer des Heeres zu gewinnen, an deren Spitze vor allem Generaloberst *von Seeckt* als Chef der Heeresleitung, General der Artillerie *Hasse* und General der Infanterie *Wetzell* als Chefs des Truppenamtes den Notwendigkeiten der militärischen Luftfahrt in weitestem Maße aufgeschlossen waren. Es ist *Wilbergs* Verdienst gewesen, daß bei der Auswahl der Offiziere zum 100 000-Mann-Heer wenigstens ein gewisser Prozentsatz aus Offizieren der alten Fliegertruppe erwählt wurde. *Wilberg* hat sodann auch in seiner Dienststellung bei dem neu gebildeten Reichswehrministerium in der Heeresleitung den organisatorischen Aufbau einer neuen Luftwaffe durch Schaffung besonderer Dienststellen der Luftfahrt vorbereitet. Keine Maßnahme wurde versäumt, um Kristallisationspunkte zu schaffen, an denen sich eine neue Luftwaffe im Falle der Wiedererlangung größerer politischer Freiheit herausbilden konnte. Alle Wege hierzu wurden gegangen: Das Vereinsleben wurde in einer Richtung beeinflußt, die der Erfassung des in Deutschland noch lebenden Stammes alter Kriegsflieger diente. In der allgemeinen Technik wurden erste Stützpunkte für die Bildung einer Luftwaffenindustrie geschaffen. Nur ein engster Kreis von Mitarbeitern stand *Wilberg* in dieser Zeit im Reichswehrministerium und bei den Wehrkreisen zur Verfügung. Alle Angehörigen des damaligen deutschen 100 000-Mann-Heeres gedenken in tiefer Verehrung des Verstorbenen als desjenigen Mannes, dem in diesen ersten Nachkriegsjahren tiefster deutscher Erniedrigung das größte Verdienst um die Erhaltung einer luftpolitischen und militärischen Tradition zukommt. *Wilberg* ist es gewesen, der den „Ring der Flieger" als Traditionsverein der Fliegertruppe mit begründen half; er hat die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt als Organ der technisch-wissenschaftlichen Arbeit neu belebt, ja, er ist zuletzt maßgeblich dafür gewesen, daß — entgegen Einsparungsbestrebungen bei der Reichsregierung gegenüber der deutschen zivilen Luftfahrt — eine leistungsfähige „Luftfahrtabteilung" im Reichsverkehrsministerium zur Betreuung allgemeiner und der zivilen Belange der Lufttahrt geschaffen wurde.

Diese Zeit von 1919 bis 1927 ist die entscheidende Schaffensperiode im Leben *Wilbergs* gewesen, in der er sich, unterstützt von einem kleinen Stab von Mitarbeitern, das Verdienst erworben hat, die Tradition der siegreichen alten Fliegertruppe des Weltkrieges gerettet und die entscheidenden Anknüpfungspunkte für den Neuaufbau einer modernen Luftwaffe geschaffen zu haben. Diese Arbeit war in ihrem wesentlichen Teil zugleich der Ausgangspunkt für den nach Wiedererlangung der Wehrfreiheit mit nationalsozialistischer Tatkraft betriebenen Neuaufbau zur Luft.

Wilberg fand von 1927 bis 1932 noch in verschiedenen Stellungen eine militärische Verwendung, zu seinem Schmerz jedoch außerhalb der Aufgaben der Luftwaffe. Seine 1932 erfolgte Verabschiedung aus dem deutschen Heere wurde von seinen Freunden und Kameraden als eine wenig glückliche Entschließung angesehen. 1933 setzte zugleich mit der nationalsozialistischen Revolution der Neuaufbau der Luftwaffe ein. Hermann *Göring* berief auch *Wilberg*, dem er während des Weltkrieges mehrfach in dienstlichem Einsatz an der Front nähergetreten war, zu besonderen Aufgaben. *Wilberg* ist maßgeblich an Vorbereitungen zum Einsatz deutscher Flieger in Spanien beteiligt gewesen. Sodann erfolgte seine Verwendung in weiteren militärischen Dienststellen. Als General der Flieger mit Erreichung der Altersgrenze kurz vor diesem neuen Kriege in ehrenvollster Weise verabschiedet, wurde *Wilberg* während des Krieges selbst zur Heranbildung unserer Jugend als Höherer Flieger-Ausbildungskommandeur berufen. Es war sein letztes Werk, das ihn mit innerer Freude erfüllte und dem er sich mit dem Einsatz seiner ganzen Person gewidmet hat. In großer Zahl sind in dem Befehlsbereich des Generals der Flieger *Wilberg* kriegsmäßig ausgebildete Flugzeugbesatzungen heute an den Kampffronten dieses Krieges zum Einsatz gelangt. — Als echtem deutschen Soldaten war *Wilberg* auch noch die Freude beschieden, den Einsatz seines einzigen Sohnes bei der Ausbildung im Flugdienst zu erleben.

Mit dem Hingang des Generals der Flieger *Wilberg* verliert die deutsche Luftwaffe wiederum einen Mann von hohen Werten. Sein Andenken wird auch in den Kreisen der Luftfahrt technik und -wissenschaft im Hinblick auf die besonderen Verdienste, die *Wilberg* sich um den Aufbau dieses Zweiges der deutschen Luftfahrt in den ersten Nachkriegsjahren erworben hat, stets unvergesssen bleiben. Seine Freunde aber und alle seine früheren Mitarbeiter und Kameraden werden zeitlebens den Mann nicht vergessen, der mit allen Kräften der Seele und des Herzens ein aufrechter, überzeugungstreuer Deutscher gewesen ist.

A. Baeumker.



Bild: Gl.

Die Aufbahrung in der Ehrenhalle des Reichsluftfahrtministeriums

Gedenkstunde für Generaloberst Udet

Zu Beginn der Wissenschaftssitzung der Ordentlichen Mitglieder der Deutschen Akademie der Luftfahrtforschung am 26. November 1941 gedachten Mitglieder und Gäste des auf so tragische Weise verstorbenen Außerordentlichen Mitgliedes der Akademie, Generaloberst Dr.-Ing. E. h. *Udet*. In dem schlicht geschmückten Sitzungssaal der Akademie hatten sich die Ordentlichen Mitglieder, eine große Anzahl der Korrespondierenden Mitglieder und führende Persönlichkeiten aus dem Bereich des Generalluftzeugmeisters versammelt. Der Kanzler, Ministerialdirigent *Baeumker*, sprach ehrende Worte des Gedenkens. Er ließ vor den Versammelten noch einmal die Persönlichkeit *Udets* lebendig werden und würdigte vor allem die stets anregende und mitreißende Art des Verstorbenen.

Im Anschluß an die Feierstunde trat die Akademie zu ihrer wissenschaftlichen Arbeit zusammen.



Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung

Ärztliche Fragen zum Fallschirmabsprung

In diesem Winterhalbjahr übernimmt die Lilienthal-Gesellschaft eine neue Aufgabe, die aus den allgemeinen Kriegsverhältnissen erwachsen ist: Durch Vorträge vor geschlossenem Zuhörerkreis in den Luftfahrtforschungsanstalten deren wissenschaftlichen Nachwuchs an Probleme heranzuführen, die ihrem engeren Arbeitsgebiet ferner liegen. Ein erster Vortrag mit dieser Zielsetzung wurde in der Luftfahrtforschungsanstalt Hermann Göring in Braunschweig veranstaltet. Es sprach Flugkapitän Dr. med. habil. *Ruff* über: „Ärztliche Fragen zum Fallschirmabsprung". Das gesamte wissenschaftliche Personal der Luftfahrtforschungsanstalt Hermann Göring folgte den Ausführungen des Vortragenden mit großem Interesse. Der Verlauf des Vortrages bewies, daß die Lilienthal-Gesellschaft mit dieser Art von Veranstaltungen einem echten Bedürfnis entgegenkommt. Weitere Vorträge in den übrigen Luftfahrtforschungsanstalten werden folgen.

Leistungsprämien 1941

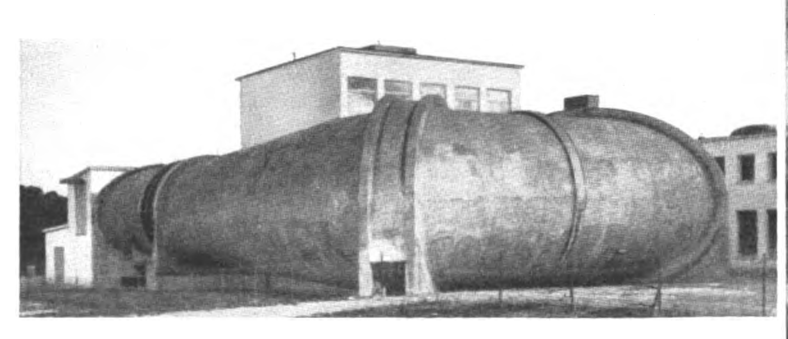
Um die schöpferische Eigenleistung bei den Angehörigen der Luftfahrtwissenschaft und -technik, insbesondere aber beim Nachwuchs immer von neuem dadurch anzuregen, daß hervorragende Leistungen von einer neutralen Stelle ausgezeichnet werden, verleiht die Lilienthal-Gesellschaft seit einigen Jahren Leistungsprämien. Auch in diesem Jahr war es dank der Unterstützung des Reichsverbandes der Deutschen Luftfahrtindustrie möglich, eine Reihe beachtenswerter Einzelleistungen durch Prämien, die einen nennenswerten Gesamtbetrag erreichten, auszuzeichnen. Die Lilienthal-Gesellschaft dankt allen denjenigen, die bei der Auswahl der Auszuzeichnenden mitgewirkt haben.

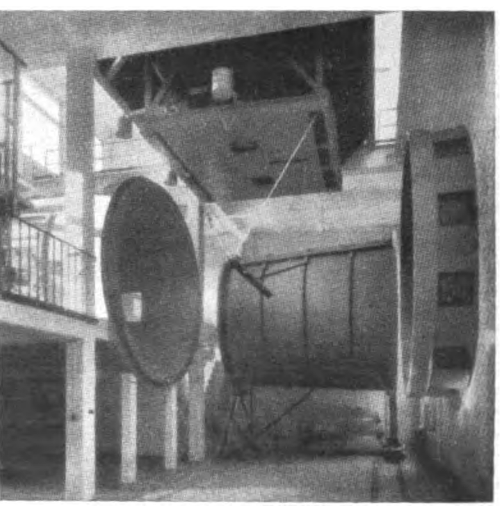
Eine Leistungsprämie erhielten: Ingenieur *Balke*, Flieger-Oberstabsing. Dr. sc. nat. Ernst *Boenicke*, Dr. *Braun*, Regierungsrat Dr. med. Hans-Georg *Clamann*, Dipl.-Ing. Kurt *Fischer*, Dr.-Ing. Werner *Fricke*, Oberingenieur Paul *Gramatzki*, Dr. rer. nat. Joh. *Gröber*, Dipl.-Ing. Ludwig *Hagner*, Dr.-Ing. Conrad R. *Himmler*, Ingenieur Karl *Hinsch*, Dipl.-Ing. Hans *aufm Kampe*, Dr. *Kerres*, Dr.-Ing. Alfred *Kimmel*, Flugzeugführer *Klöckner*, Dr.-Ing. Herbert *Kortum*, Flieger-Haupting. Albert *Lehmann*, Flugzeugführer *Lettmayer*, Dr. habil. Werner *Linke*, Ingenienr Martin *Marquardt*, Flugzeugführer Dipl.-Ing. *Meyer*, Flugbaumeister Dipl.-Ing. Max *Mayer*, Oberingenieur Herbert *Muth*, Dipl.-Ing. Justus *Muttray*, Dr.-Ing. Wolfgang *Noeggerath*, Flugzeugführer *Oppitz*, Dr.-Ing. *Owczarek*, Dipl.-Ing. Werner *Raabe*, Dipl.-Ing. *Repert*, Dr.-Ing. Herbert *Reinfeld*, Dr. Otto *Schaaber*, Flugzeugführer *Schieferstein*, Dr.-Ing. Karl *Schüßler*, Dipl.-Ing. Josef *Schwarzmann*, Dr. Georg *Sichling*, Flugzeugführer Stämmler, Dr. Otmar *Stützer*, Dr. habil. *Fr. Weibke*, Dr. Helmut *Weickmann; Witt*, Tarnewitz; Dipl.-Ing. Herbert *Wolff*, Flugzeugführer *Zitter*.

Kurznachrichten

Forschungsausschuß für Luftfahrtmedizin in Italien. Auf die Dauer von drei Jahren wurden in den italienischen Forschungsausschuß für Luftfahrtmedizin berufen: Prof. Dante *De Blasi*, Mitglied der Königl. Italienischen Akademie und Leiter des Hygiene-Instituts an der Universität Rom; Prof. Giuseppe *Bastianelli*, Inhaber der Lehrstühle für Pathologie und Medizinische Chemie an der Universität Rom; Pater Agostino *Gemelli*, Rektor und Professor an der Katholischen Universität Mailand; Prof. Arnaldo *Malan*, Leiter der Ohrenklinik an der Universität Turin.

Schwedische Luftfahrtforschungsanstalt. Nach zweijähriger Vorarbeit wurde 1939 in der Nähe des Flugplatzes Stockholm-Bromma mit dem Bau einer staatlichen Luftfahrtforschungsanstalt begonnen. Dieser wurde vor kurzem beendigt. Die Anlage umfaßt — außer den üblichen Verwaltungs- und Werkstattgebäuden — einen großen Windkanal, einen Trudelwindkanal und eine Halle für Festigkeitsuntersuchungen. Der große Windkanal hat einen Strahldurchmesser von 3,6 m und erreicht mit einem Gebläse von 1000—1300 PS Motorleistung Geschwindigkeiten bis zu 100 m/sec. Die zur Messung der Luftkräfte dienende Sechskomponentenwaage ist oberhalb des Luftstrahls angeordnet. Als Vorbild für diesen und für den Trudelwindkanal dienten amerikanische Anlagen. Die Anlage wird von Professor Dr. Iwar *Malmer*, dem Inhaber des Lehrstuhls für Aerodynamik an der Technischen Hochschule Stockholm geleitet.





Außenansicht und Meßstelle des Windkanals in Bromma. Damit die Messungen wahlweise in geschlossenem Kanal oder im freien Luftstrahl vorgenommen werden können, ist das die Meßstelle umgebende Stück der Kanalwand auf Schienen seitlich ausfahrbar

Bilder: Itav

Aluminiummangel in USA. Die Amerikaner haben eine Sammlung von Aluminiumabfällen durchgeführt, um dem Aluminiummangel abzuhelfen. Angeblich soll die in den letzten Monaten gesammelte Menge ausreichen, um 1900 Jagdflugzeuge herzustellen. Tatsächlich ist durch die freiwillige Sammlung nur 1 % des Jahresbedarfs an Aluminium zusammengekommen.

Faltbare Schlauchboote für Jagdflieger werden seit einiger Zeit von der britischen Luftwaffe eingesetzt. Sie ergeben zusammengefaltet ein viereckiges Kissen von 38 cm Seitenlänge und 8 cm Höhe, das unter der Fallschirmgurtung mitgeführt wird. Es wird gefüllt durch eine Druckflasche mit Kohlendioxyd und hat eine Tragfähigkeit von 182 kg. Schleppanker, Schöpfgefäß, Dichtungsmaterial, Luftpumpe, zwei Paddel und ein kleiner Mundvorrat gehören zu seiner Ausrüstung. An der Unterseite ist ein mit Wasser gefüllter Stoffbehälter als Gegengewicht angebracht. Die in englischer, französischer, polnischer und tschechischer Sprache verfaßte Gebrauchsanweisung zeigt, auf welche Hilfstruppen die britische Luftwaffe zurückgreifen muß.

Segelflug in Schweden. Dem Segelflug wird in Schweden weiterhin besondere Aufmerksamkeit zugewendet. Der Königl. Schwedische Aero-Club hat eine Staatshilfe in Höhe von 487 000 Kronen angefordert, die zur Beschaffung von 34 Segelflugzeugen und sonstigem Gerät, für den Ausbau des Segelflugzentrums Alleberg, die Errichtung von Gebäuden und die Ausbildung von Segelfliegern verwendet werden sollen.

Neuer Direktor für „Le vie dell'Aria". Der bisherige Direktor der italienischen Fachzeitschrift „Le vie dell'Aria", Fliegeroberst Dr. Ugo Rampelli, hat auf eigenen Antrag ein Frontkommando erhalten. Der bisherige Leiter des Amtes für Zusammenarbeit zwischen dem Luftfahrtministerium und dem Ministerium für Volksbildung, Fliegeroberstleutnant Dr. Salvatore Capezzone, hat an seiner Stelle die Leitung der Fachzeitschrift übernommen.

Nationale Sportfliegerei in den ABC-Staaten. Argentinien, Brasilien und Chile veranstalten zum Ausbau ihres nationalen Sportflugwesens öffentliche Sammlungen. Die dadurch beschafften Mittel sollen dazu verwendet werden, Sportflieger gebührenfrei auszubilden und Flugzeuge für die Ausbildung zu beschaffen. Die dem Ausbildungsplan zugrunde liegenden Zahlen tragen den gleichen Charakter der Phantasie, den wir von nordamerikanischen Produktionszahlen gewöhnt sind.

Persönliches aus der Luftfahrttechnik

***Professor Dr. Hans Winkhaus**, bisher außerordentlicher Professor an der TH Berlin und Inhaber des Lehrstuhls für Gerätetechnik, wurde zum Ordentlichen Professor in der Wehrtechnischen Fakultät der TH Berlin ernannt.*

***Dr. Robert Billwiller** wurde als Nachfolger des in den Ruhestand tretenden Professors Dr. P. L. Mercanton zum Direktor der Eidgenössischen Meteorologischen Zentralanstalt in Zürich ernannt.*

***Dr.-Ing. Hans Ude** wurde vom Vorsitzenden des Vereines deutscher Ingenieure, Reichsminister Dr. Todt, zum Direktor des VDI bestellt. Dr. Ude war bisher 1. Geschäftsführer des VDI.*

BÜCHERSCHAU

So kämpfte Finnland. Der Finnisch-Sowjetische Krieg 1939 bis 1940. Von Oberst *J. O. Hannula.* 144 Seiten mit 130 Abbildungen und 3 Karten. Wiking Verlag G. m. b. H., Berlin. 1941. Preis: geb. 6,40 RM, kart. 4,80 RM.

Der Freiheitskampf, in dem sich das tapfere finnische Volk gegen den brutalen Überfall der Sowjetunion vom 30. November 1939 zur Wehr setzte und den es trotz des an Zahl und Material erdrückend überlegenen Gegners bis zum 12. März 1940 mit größter Zähigkeit durchfocht, hat bei uns bei der Allgemeinheit seinerzeit nicht die Beachtung gefunden, die er verdiente. Das ist begreiflich, denn in jenen Tagen und Monaten waren unsere Blicke nach dem Westen gerichtet, wo noch die starke französische Wehrmacht und das britische Expeditionskorps in voller Bereitschaft standen.

Es ist deshalb besonders zu begrüßen, daß gerade jetzt, wo das tapfere finnische Volk Seite an Seite in enger Verbundenheit mit dem Großdeutschen Reich erneut gegen den Weltfeind Bolschewismus kämpft, das Buch „So kämpfte Finnland" erschienen ist.

Es läßt erkennen, mit welcher zähen, verbissenen Tapferkeit der Kampf gegen den übermächtigen Feind geführt wurde. Die Schilderungen des Luftkrieges — das dürfte unsere Leser besonders interessieren — sind sehr anschaulich gehalten und zeigen den heldenmütigen Einsatz der kleinen finnischen Luftwaffe, die ebenso wie das Heer gegen einen zahlenmäßig weit überlegenen Gegner zum Kampf antreten mußte.

Die sehr interessanten textlichen Ausführungen sind durch ganz ausgezeichnete Bilder unterstützt, die die Schwierigkeiten dieses Winterfeldzuges in aller Deutlichkeit erkennen lassen und auch ein Zeugnis ablegen von der Opferbereitschaft des ganzen finnischen Volkes. Jedem sei dieses Buch, das ein Denkmal größter Tapferkeit darstellt, zur Anschaffung empfohlen. *G. W. F.*

Messung und Verhütung der Metallkorrosion. Von Dr.-Ing. Fritz *Tödt.* 164 Seiten mit 55 Abbildungen im Text. Verlag: Walter de Gruyter & Co., Berlin. 1941. Preis: geb. 9,— RM.

An Hand theoretischer Vorstellungen über das Wesen der Korrosion werden die Erscheinungsformen der Korrosion und der Ablauf des Korrosionsvorganges sowie moderne Prüfverfahren zur Messung der Korrosion der Metalle übersichtlich dargestellt. Neben dem Naturversuch wird der Versuch in Laboratoriumsgeräten wie z. B. der Sprühkammer und dem Wechseltauchgerät behandelt. Auch auf die Untersuchungsmöglichkeit der Korrosion bei erhöhten Temperaturen und mit heißen Gasen wird eingegangen. In einem 2. Abschnitt wird hauptsächlich die Korrosionsverhütung bei Eisen und Stahl behandelt. Dabei wird auf die Korrosion von Stählen bei höheren Temperaturen und durch heiße Gase nur kurz hingewiesen. Bei Leichtmetallen werden sehr eingehend die verschiedenen Verfahren zur Herstellung von Schutzschichten und ihre Schutzwirkung dargestellt; dem Korrosionsschutz durch Anstriche ist ebenfalls ein Abschnitt gewidmet. Das Büchlein wird durch ein ausführliches Schrifttumsverzeichnis und mit einem sehr übersichtlichen Sachregister abgeschlossen; es gibt in übersichtlicher Weise auf gedrängtem Raum eine Übersicht über die Korrosion der metallischen Werkstoffe. *Väth.*

Zwanzig Jahre Luftverkehr und Probleme des Streckenflugs. Heft 14 der Forschungsergebnisse des Verkehrswissenschaftlichen Instituts für Luftfahrt an der TH. Stuttgart. Herausgegeben von Prof. Dr.-Ing. Carl *Pirath.* 112 Seiten mit 94 Abbildungen im Text. Verlag: Julius Springer, Berlin. 1940. Preis: 12 RM.

Das Heft enthält eine kurze Übersicht über die Entwicklung des Instituts sowie Forschungsarbeiten, die eine Rückschau und Ausschau über den planmäßigen Luftverkehr vermitteln sollen. Außerdem wird das Problem der Sicherung, der Flüge in einem Streckennetz, in dem das Kreuzen, Überholen und Begegnen von Flugzeugen in zunehmendem Maße notwendig wird, behandelt. *Sn.*

Mathematik für Ingenieure und Techniker. Von Ing. Richard *Doerfling.* 2. verb. Auflage. 533 Seiten mit 290 Abbildungen. Verlag: R. Oldenbourg, München. 1940. Preis: geb. 9,60 RM.

Dieses Buch über Mathematik ist nicht für Mathematiker geschrieben; es ist ein Lehrbuch für Ingenieure und Techniker, die die Mathematik nicht ihrer selbst wegen studieren, sondern für die sie nur ein Mittel zur Bewältigung praktischer Probleme ist. Über den üblichen Rahmen solcher Lehrbücher hinaus ist nicht nur die Differential- und In-

tegralrechnung, sondern nach der einen Seite die Elementarmathematik und die analytische Geometrie und nach der anderen Seite die Theorie der gewöhnlichen und partiellen Differentialgleichungen und die Vektoranalysis dargestellt.

An mathematischen Grundlagen ist sehr wenig vorausgesetzt. So beginnt die Darstellung mit den grundlegenden arithmetischen und algebraischen Begriffen, den Sätzen über ähnliche Dreiecke sowie mit den Formeln der Winkel- und Kreisfunktionen. Die Entwicklungen selbst sind überdies sehr einfach und leicht verständlich gehalten. An geeigneter Stelle sind einfache Beispiele eingeschaltet, die die Verwendungsmöglichkeit der Theorie zeigen sollen.

In dem Kapitel „Die Ordnung des Unendlichkleinen" wird mit dx als kleinem Teilchen operiert und dx gegenüber x beliebig vernachlässigt. Für den Anfänger ist diese Art des Rechnens mit dx gefährlich, da er die Grenzen der Verwendung nicht kennt, und es könnte ihm leicht so gehen, wie es in der Geschichte der Mathematik nach der Einführung des Differentialkalküls tatsächlich gewesen ist: mit ihm konnte alles bewiesen werden. Der Verfasser bemerkt selbst bei der Ableitung des Differentialquotienten, daß sich mit unendlich kleinen Größen nicht rechnen lasse und daß man daher den Differentialquotienten eingeführt habe. Wahrhaftig, dx hat nur Sinn im Verhältnis dy/dx. Auch der Begriff des Integrals ist nicht klar herausgearbeitet. Man vermißt die rechnerischen und zeichnerischen Verfahren der schrittweisen Lösung einer Differentialgleichung, da ja leider die meisten praktischen Probleme nur durch solche Verfahren zu lösen sind.

Insgesamt ist das Buch eine umfangreiche Zusammenstellung der Zweige der Mathematik, die der Ingenieur braucht. Der Verfasser war auch bemüht, die Darstellung sehr einfach durchzuführen, wobei aber leider die Begriffe und Beziehungen zum Teil nicht den klaren und festen Inhalt bekommen, wie man es in der Mathematik verlangen muß. *G. Schmitz.*

Die theoretische A_2-Prüfung für Motor- und Segelflieger. Von Dr. *A. Bodlée.* 4. verbesserte Auflage. 100 Seiten mit 41 Abbildungen. Verlag: C. J. E. Volckmann Nachf. E. Wette, Berlin. Berlin 1941. Preis: kart. 2,— RM.

Bodlée legt eine ergänzte und verbesserte Auflage seines fast allen Fliegern bekannten Büchleins über die theoretische A_2-Prüfung vor. Es hat in mancher Hinsicht eine Erweiterung erfahren, die zu begrüßen ist. Gegen das Buch sind alle die Einwände zu erheben, die man gegen „Einpaukbücher" überhaupt erheben kann. Sie sind eine Gefahr für denjenigen, der sich ohne tieferes Eindringen in die Grundlagen und Zusammenhänge nur nach ihnen auf die Prüfung vorbereitet, sie sind eine willkommene Wiederholung für denjenigen, der mit anderen Mitteln in die Materie eingedrungen ist. Die Erfahrung zeigt jedoch, daß das Buch leider von der Mehrzahl der Flugschüler nicht als Ergänzung benutzt wird. Abgesehen von einer kritischen Überarbeitung mancher Einzelabschnitte wäre es daher zu begrüßen, wenn bei einer Neuauflage den einzelnen Kapiteln eine kurze wissenschaftliche Einführung vorangestellt würde, die nicht die Form der Frage und Antwort wählen dürfte. Wenn der Verfasser in seinem Vorwort sagt, daß weitgehende theoretische Erörterungen von geringem Wert sind, wenn der Schüler in verhältnismäßig kurzer Zeit in das ausgedehnte Gebiet der Luftfahrt so weit eingeführt werden soll, daß ihm das Flugzeug ohne Bedenken anvertraut werden kann, so ist darauf zu erwidern, daß mit eingepauktem halben Wissen gar nichts gewonnen ist. Wenn der Flugschüler nicht so weit in die Theorie eindringt, daß er die wichtigen Zusammenhänge wirklich beherrscht und sich voll erklären kann, nützt keine noch so gut „bestandene" theoretische Prüfung etwas. Es kommt ja nicht darauf an, daß der Flugschüler die theoretische Prüfung besteht mit dem Gefühl, daß er den ganzen „theoretischen Kram" schnellstens wieder vergessen darf, sondern daß er während der praktischen Flugschulung sich wirkliche Kenntnisse der wissenschaftlichen Zusammenhänge erwirbt. — Das Kapitel Instrumentenkunde bedarf einer Erweiterung sowohl nach der wissenschaftlichen als auch nach der praktischen Seite hin. Gerade der Anfänger hat bei der Beobachtung von Instrumenten, z. B. des Kompasses beim Kurven, Schwierigkeiten. Auch würde es nichts schaden, wenn die Bedeutung der Ausschläge des Wendezeigers bildlich dargestellt würde. *Boje.*

Männer, dem Himmel verfallen. Aus dem Leben deutscher Einflieger. Von Karl *Bartz.* 208 Seiten. Verlag: Paul Neff, Berlin. 1941. Preis: geb. 3,75 RM.

Der Beruf des Einfliegers mit seinem spannungsreichen täglichen Erleben gibt dem Verfasser Gelegenheit, das Wachsen einer unzertrennlichen Kameradschaft aus gemeinsamer Arbeit und gemeinsamer Gefahr in ansprechender Weise zu schildern. *Sn.*

Umschlag:

Der Bordschütze eines Aufklärungsflugzeuges. Der Aufklärer sucht nicht den Kampf, denn seine Aufgabe ist es, der Führung zuverlässige Angaben über alle Änderungen im Feindgebiet zu liefern. Aber wenn er von einem Gegner angegriffen wird, weiß er sich zu wehren, wie unsere Kriegsberichter und das OKW immer wieder melden konnten.

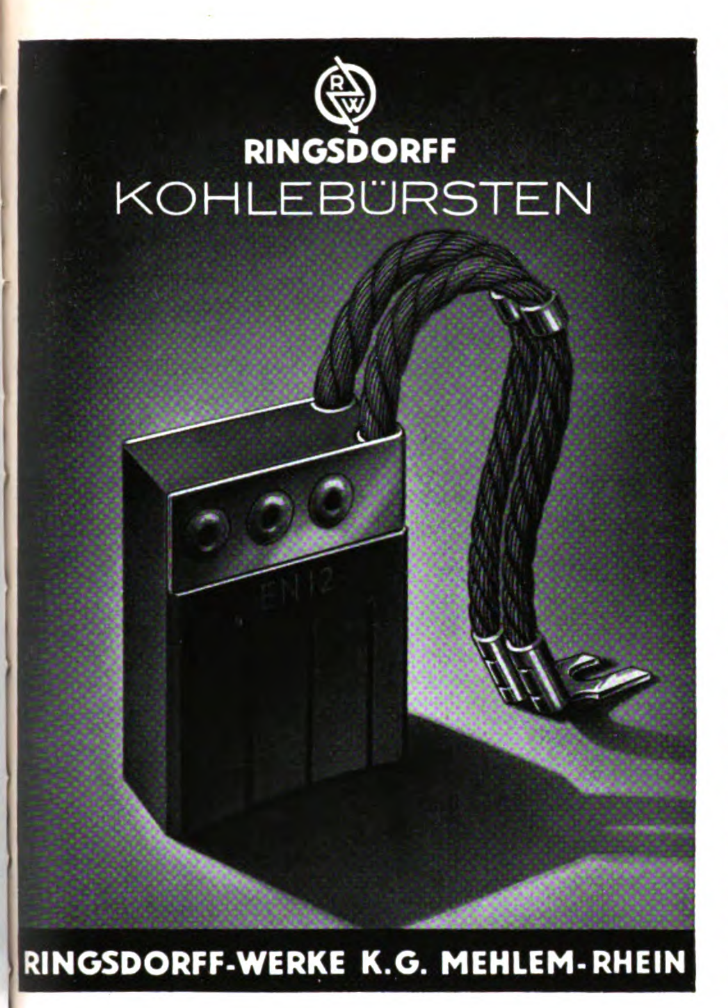
PK-Aufnahme des Kriegsberichters Röder (PBZ)



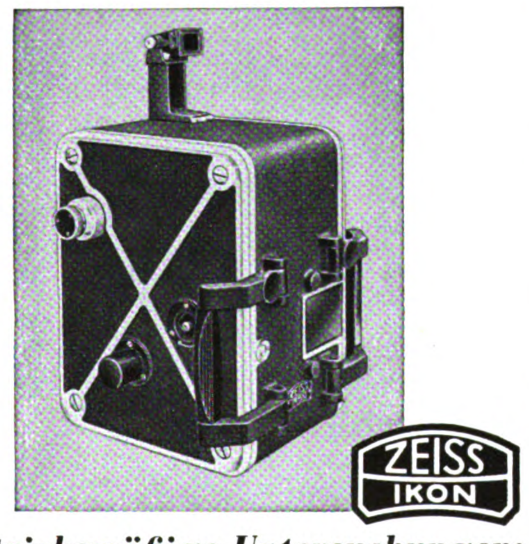
INHALT

Hauptschriftleiter: O. Hollbach, z. Z. im Wehrdienst. Vertretung: K. Simon, Hauptschriftleiter i. N., Berlin-Zehlendorf. Zuschriften an die Schriftleitung unter: Berlin SW 68, Kochstr. 5. Fernruf: 19 45 00. Anzeigenleiter und verantwortlich für den Inhalt der Anzeigen: P. Falkenberg, Berlin W 62. Zur Zeit gilt Anzeigen-Preisliste Nr. 7. Druck: Ernst Siegfried Mittler und Sohn, Buchdruckerei, Berlin. Verlag: E. S. Mittler & Sohn, Berlin SW 68.









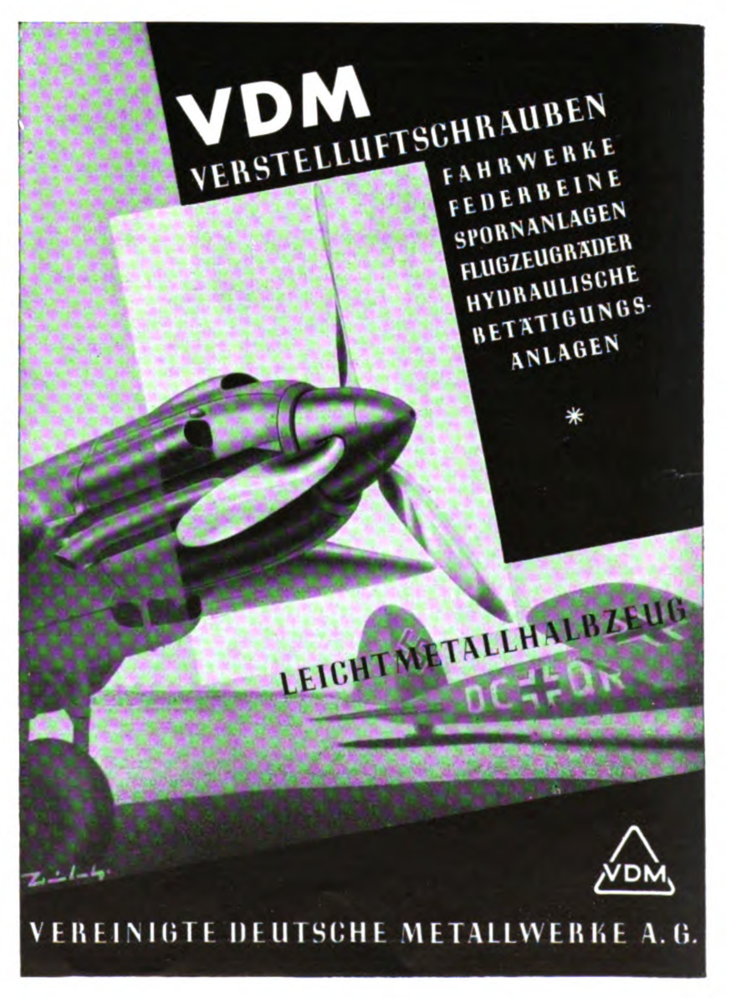


SCHMALFILM-ZEITLUPE

von Zeiss Ikon für den 16-mm-Film, die mit mechanischem Antrieb **1000** Bilder/Sek. erreicht. Sie ist somit **unabhängig von elektrischen Anschlüssen**, dabei leicht transportabel. Für besonders hohe Bildfrequenzen von 1500 und 3000/Sek. kann ein Elektromotor-Antrieb an das Spezialstativ angesetzt werden.

Auskünfte und Druckschriften von der

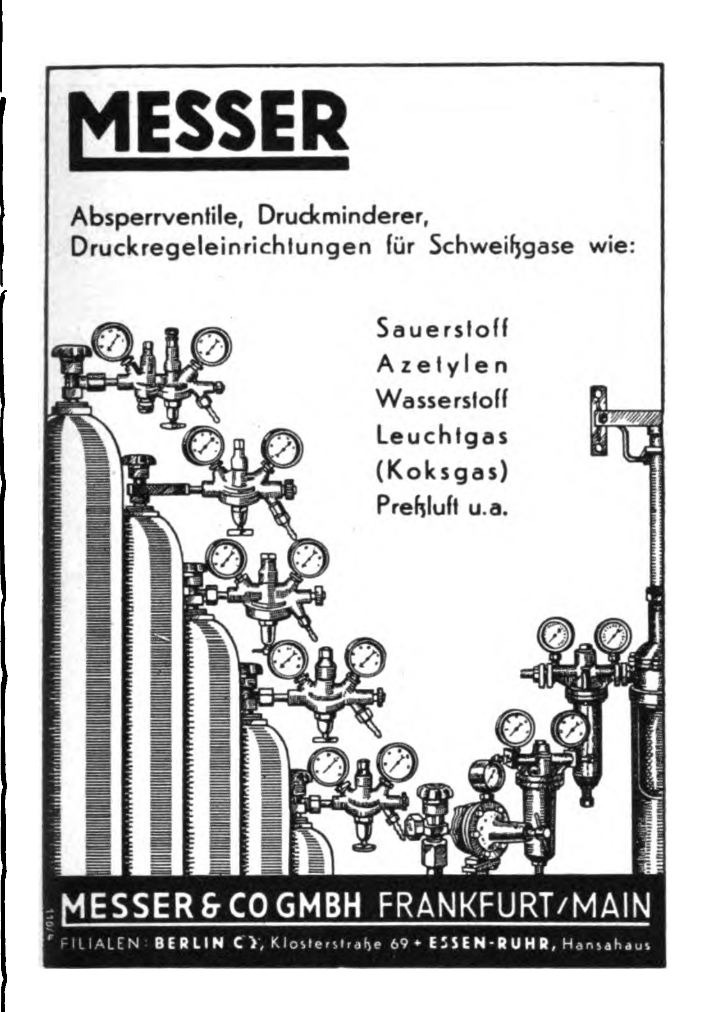
ZEISS IKON AG. DRESDEN - INSTRUMENTEN-ABT. S. 6




DKF
Flug-Lager
NACH SONDERVORSCHRIFTEN
FÜR PLEUEL - KOLBENBOLZEN -
KIPPHEBEL - GETRIEBE - GEBLÄSE
PROPELLER USW. FERNER ALS
SPEZIALITÄT: LAGERNADELN
DEUTSCHE KUGELLAGERFABRIK
G.M.B.H. - LEIPZIG - W 31

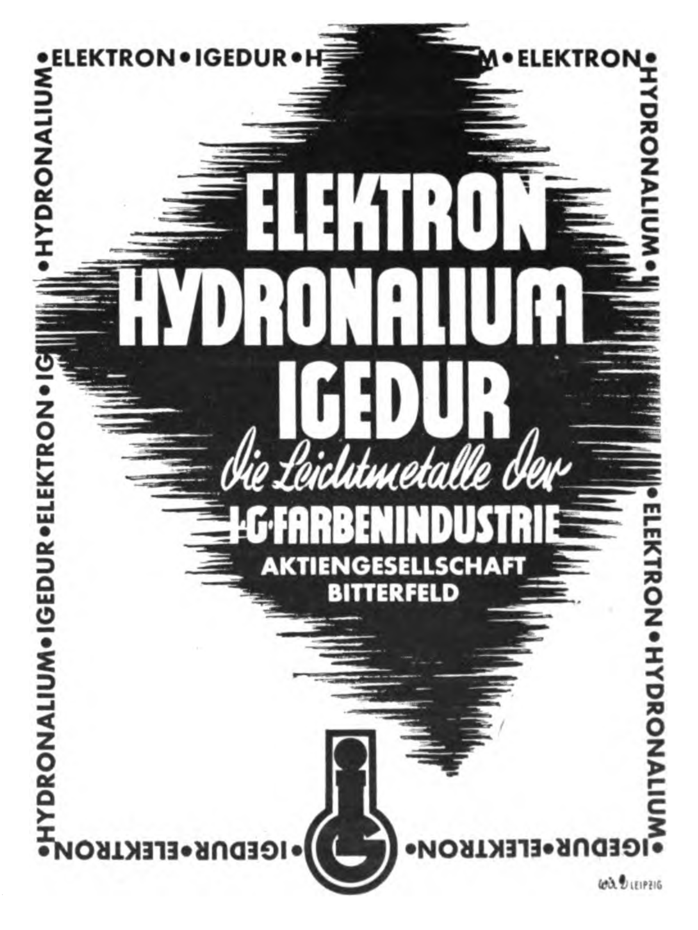

Geräte für mechanische
und hydraulische Betätigung
Spezial-Präzisions-Massenteile
Behälter aller Art und Aggregate
aus Stahl und Leichtmetallblech
für die Luftfahrt-, Kraftfahrzeug-,
Motoren- und verwandte Industrie
Dr. Gaspary & Co. Aktiengesellschaft
Markranstädt - Leipzig


BLW
VENTILE
..wenn von
Motoren Leistung
verlangt wird!
BAYER. LEICHTMETALLWERK
MÜNCHEN


MESSER
Absperrventile, Druckminderer,
Druckregeleinrichtungen für Schweißgase wie:
Sauerstoff
Azetylen
Wasserstoff
Leuchtgas
(Koksgas)
Preßluft u.a.
MESSER & CO GMBH FRANKFURT/MAIN
FILIALEN: BERLIN C 2, Klosterstraße 69 + ESSEN-RUHR, Hansahaus


ULMINIUM
Der Baustoff für Flugzeuge
Wieland-Werke A.-G.
Metallwerke Ulm/Donau


Enders
ZUBEHÖRAPPARATE
UND ARMATUREN
FÜR DIE LUFTFAHRT
BAUART „LANDGREBE"
ROHRSCHNELLKUPPLUNGEN
NENNWEITEN 80, 110, 130
AUGUST ENDERS AKTIENGESELLSCHAFT
OBERRAHMEDE WESTFALEN
Fabrik für Metallwaren aller Art


•ELEKTRON•IGEDUR•H
M•ELEKTRON•
HYDRONALIUM•
•ELEKTRON•HYDRONALIUM•
•HYDRONALIUM•IGEDUR•ELEKTRON•IG
•HYDRONALIUM
ELEKTRON
HYDRONALIUM
IGEDUR
die Leichtmetalle der
I·G·FARBENINDUSTRIE
AKTIENGESELLSCHAFT
BITTERFELD











Was wird später?

Wir arbeiten, ohne aufzuschauen, und manch einer vergißt nachzudenken, was später wird, wenn Alter und Tod näherrücken. Wer aber sein Leben versichert hat, braucht nichts zu fürchten.

Ein 30jähriger, der 2 Mark im Monat zurücklegt, erhält mit 65 Jahren rund 1000 Mark, für 20 Mark rund 10000 Mark oder eine Pension. Stirbt er vor dem 65. Lebensjahre, so erhält die Familie das Kapital oder eine Pension — auch im Kriegssterbefall. Durch hohe Versichertendividenden ergeben sich in Wirklichkeit noch günstigere Zahlen.

Die Gothaer besteht 114 Jahre! Sie beruht auf dem Grundsatz der Gegenseitigkeit — das ist ihre Stärke. Die Versicherten erhalten alle Überschüsse unverkürzt als Dividende.

Jetzt ausschneiden und als Drucksache an Gothaer Lebensversicherungsbank a. G., Gotha, absenden.

Senden Sie mir unverbindlich Ihre Schrift „Gotha-Schutz". Ich könnte monatlich .... RM zurücklegen. Welche Summe kann ich damit versichern?

Herr
Frau ....
Frl.

Geburtsdatum: .... Beruf: ....

Wohnort: ....

Straße u. Nr.: .... Lw 31

